

引文格式: 杨亚鹏, 赵安安, 杜坤鹏, 等. 飞机复材主承力结构数字化高性能装配协调技术研究与应用[J]. 航空制造技术, 2024, 67(16): 14-31.

YANG Yapeng, ZHAO An'an, DU Kunpeng, et al. Research and application of digital high performance assembly coordination technology for aircraft composite main bearing structure[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2024, 67(16): 14-31.

飞机复材主承力结构数字化高性能 装配协调技术研究与应用

杨亚鹏^{1,2}, 赵安安¹, 杜坤鹏¹, 彭云¹, 李游¹, 郭飞燕³

(1. 中航西安飞机工业集团股份有限公司, 西安 710089;

2. 浙江大学, 杭州 310058;

3. 北京科技大学, 北京 100083)

[摘要] 为满足新一代大型飞机复合材料主承力结构高精度、低损伤、低应力的装配性能与技术指标保证需求, 本文以产品多种类关键特征耦合分析与控制为装配协调设计线索, 以工程化应用研究为主线, 系统地阐述了以关键特征识别、三维工艺容差仿真分析、装配过程变形预测、实测数据预装分析、高精度装配补偿等方法为主要技术路径的飞机复材主承力结构数字化高性能装配协调技术体系, 并以典型复材外翼盒段部件装配为对象, 对上述体系方法进行了全流程工程应用研究与试验验证, 解决了复材外翼盒段部件装配协调设计与产品补偿策略设计问题, 产品装配质量满足设计要求。

关键词: 复材主承力结构; 飞机装配协调; 装配关键特征; 三维工艺容差; 装配过程变形; 数字化预装分析

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2024.16.014



杨亚鹏

高级工程师, 博士研究生, 主要从事飞机复材结构数字化装配协调、大型飞机数字化高性能装配及大尺寸高精度数字化测量等技术研究。

碳纤维增强树脂基复合材料 (Carbon fiber reinforced plastic, CFRP) 以其结构重量轻、比强度和比模量高、耐腐蚀和抗疲劳性高等优点在飞机制造中得到越来越广泛的应用, 已从次承力结构 (机舱内饰、雷达罩等) 发展到主承力结构 (机身筒段、机翼翼盒等)。运 20、C919 等大型飞机的成功研制, 标志着我国飞机装配技术水平与装备研制能力已取得了巨大进步, 但运 20 和 C919 机身、机翼等飞机主体结构 (壁板、框、梁等) 零组部件仍以铝合金、钛合金等金属材料为主, 以空间点特征测量评价、金属力学性能与变形机理理论为根基, 这种装配协调理论及技术已无法满足以先进复材构件为主承力结构的新一代大型飞机的研制需求。

波音 787 飞机中复合材料占比达 50%, 空客 A350XWB 中复合材料占比高达 53%^[1]。我国新一代大型宽体客机 C929 等的机体结构同样大量使用高强高韧碳纤维复合材料。复材构件在固化过程中受树脂基体流动不确定性、固化收缩变形、模具 / 树脂 / 纤维的热膨胀系数不同以及材料各向异性等因素影响, 导致成型厚度、型面、轮廓等与设计模型存在较大偏差 (厚度许用误差可达 8%~10%), 同时, 新一代飞机高气动性、高舒适、低噪声等功能特性对飞机气动外形提出了较高的要求。只关注飞机梁 / 框 / 肋位处气动外形及水平测量点表征姿态的数字化装配协调理论的传统方法, 与新一代飞机更加高标准的装配准确度要求差距

巨大,必须在传统的装配工艺理论基础之上引入适用于大尺寸复材主承力结构的精确装配协调技术方法。

国内外学者在如何提高复材构件装配精度和产品装配协调理论方法方面开展了大量研究。王华^[2]认为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,分析了飞机先进复材装配协调、应力控制技术的发展趋势,提出了复材结构装配协调的理论与技术体系。郭飞燕等^[3]提出“4+1”循环作用过程的全数字量环境下协调准确度保障方法,实现协调尺寸一致性的闭环反馈调整控制。李东升等^[4]指出了国内在飞机复合材料结构装配应力控制技术方面的不足与差距,相比于金属机体,复合材料机体在保证装配准确度的同时,要严格控制结构的装配应力。张秋月^[5]建立了飞机复合材料结构装配压紧力大小与布局的数学模型,采用遗传算法进行优化求解,使用3D-DIC(Digital image correlation)系统测量表面应变场,以此进行了试验验证。周天一^[6]研究了基于测量的复合材料垂尾装配技术,优化了基于数字化测量的某型复材垂尾装配流程与装配过程容差分析方法。王焱^[7]分析了考虑复材柔性件纤维铺放角度误差的装配偏差,提出了复材柔性件装配偏差建模与补偿的方法。周梦倩^[8]提出了面向回弹偏差的复合材料升降舵装配公差分析方法,修正了基于夹持力阈值范围的复材C型梁回弹角度制造偏差的装配容差建模输入。邓向阳^[9]建立了大型薄壁结构柔性装配的容差分配优化模型,并采用遗传算法进行求解,解决了现有容差分配方法在柔性变形表征与计算及装配变形协调方面的不足。李云勇^[10]提出了大型薄壁结构空间偏差场精确描述与传递分析的方法,实现了基于多点协调校形的薄壁结构装配偏差控制,提高了结构偏差预测精

度。苏成阳^[11]提出了一种基于理论数模与误差源数据使用网格曲面变形法逼近模型的装配偏差分析改进方法,开发了一种飞机柔性件装配偏差系统。杨浩然等^[12]总结了国内外关于飞机结构中柔性件装配偏差分析与控制的研究进展,指出国内学者对复合材料柔性件装配偏差分析研究主要停留在理论阶段,尚未与工程实际有机结合。肖欢^[13]提出了一种基于T-Map的飞机部件交点对接数字化装配协调方法,从特征表达、公差转化、公差累积等方面对数字化协调方法进行了深入研究。张玮^[14]提出了基于夹具法向定位补偿的飞机柔性件装配偏差优化方法,研究了柔性件关键测点的装配偏差和夹具法向定位补偿量之间的关系及优化模型与求解算法。贺鹏^[15]提出了一种基于关键特征最佳拟合的飞机大部位调姿方法,在产品实测数据和关键特征之间找到全局最小,反映了飞机部位真实调姿状态。赵爽等^[16]研究了基于装配过程的关键特性定性分析、定量识别与控制方法,基于统计过程控制理论开发了关键特性识别与控制系统软件,在某型飞机应急舱门装配中进行了应用。蔡君等^[17]提出了基于点云和设计模型的仿真模型快速重构方法,用于开展舱门数字化预装仿真分析。毛喆^[18]开展了飞机装配几何特征三维测量模型构建技术研究,对复杂装配过程关键特征的实测数据采集提供有效方法。李现坤^[19]利用基于测量数据构建的复材整体壁板实物模型进行壁板定位精度优化,提高了数字化装配协调定位准确度。罗振伟等^[20]提出了基于测量数据的飞机数字化预装配分析技术,采用实测模型预装的方法提升飞机数字化装配协调准确度。Muelaner等^[21]提出了面向大型复材构件的测量辅助确定性装配设计方法,解决大型柔性构件在宽松制造容差下的高精度互换装配与精益生

产问题。Maropoulos等^[22]提出了测量辅助装配方法(Measurement aided assembly, MAA),采用先进数字化测量与柔性自动化装配技术实现了降低产品结构重量与提高产品装配精度的均衡。Yang等^[23]提出了基于激光扫描测量与基于特征建模的两种装配间隙加垫预测方法,并验证了可行性。Smith^[24]开展了数字化加垫补偿技术研究,通过数字化测量设备获取骨架外形与壁板内形数据,并通过实测数据分析进行加垫补偿。Arista等^[25]开发了针对大型复材壁板的多点柔性调姿装配型架,可以根据数字化测量设备对位姿进行监控,并使壁板在弹性范围内进行校形控制,成功应用于A350XWB后机身复材壁板装配。窦亚冬^[26]开展了飞机装配间隙协调控制、数字化加垫补偿等技术研究,提出了基于飞机组件位姿协调的间隙控制方法。

综上所述,现阶段针对大尺寸复材构件的装配协调技术只能从单个维度、单个问题开展装配协调过程优化分析,比如尺寸链分析与公差优化、定位过程变形预测与控制、制造过程准确度评价、装配间隙与干涉补偿等技术手段,未能形成体系化的装配协调技术方法,无法高效率、高质量、低成本地解决大型飞机复材结构精准装配的工程问题。对标国际先进飞机复材主承力结构部件装配技术及装备,只知其形(如定位形式、保型结构、上下架方式等)、不知其性(精度与刚度设计、吸盘布局与大小、测量场设计、装配补偿工艺等),不能有效指导先进复杂数字化工艺装备研发,与世界先进水平仍有不小差距。现有数字化装配协调主要存在以下问题。

(1)飞机制造过程关键特征识别与耦合分析方法不够完善。大型飞机复材主承力结构零组部件呈现整体化、结构特征呈现集成化、尺寸规模呈现大型化,现有的飞机装配工

艺方法、数字化装配协调方法,无法有效表达工程中飞机各装配层级组部件之间的关键特征的定性传递关系,无法有效评估关键特征之间的相互影响程度与大小,导致装配容差分析不够准确,关键特征精准定量分析难度较大,在批量生产制造过程中无法进行低成本、稳定、有效的控制。

(2) 复材结构复杂装配体工艺容差仿真分析方法不够准确。大型飞机复材主承力结构装配层级多、零件数量多、几何特征多,公差制造累积环节及路径长,复材零组部件一体化成型、组部件组合装配、大部件结构集成等都存在装配误差累积效应,现在工程上使用较广泛的极值法、均方根法容差分析裕度过宽,对零组部件及其工装制造误差要求过严,且无法有效对空间内基于性能的产品几何技术规范(Geometrical product specifications, GPS)下标注的非刚性零件尺寸与公差累积进行有效分析。

(3) 飞机制造全过程数字化测量规划方法比较混乱。随着各类接触式、非接触式数字化测量技术的快速发展,为使飞机全制造过程准确度评价及误差采集更加定量化,各个制造环节广泛使用各类数字化测量手段。对于大尺寸(10 m级以上)零组部件及其工装,只能采用非接触式激光测量方法,且对测量场构建精度要求极高。目前,各个制造环节基本是按照各自的检验检测要求开展数字化测量规划,未能按照全制造层级多源误差传递路径进行规划,且主要以二维文本形式进行测量方案规划(少部分采用三维模型测量编程),导致不能有效精准地进行装配环节误差累积分析与优化,并且现场测量过程因光路干涉及精度问题需多次临时调整变更,致使整个数字化测量过程出现效率低、误差大、耦合差和数据杂等问题。

(4) 飞机典型簇类零件基于测量数据的模型重构效率较低,典型

装配场景基于实测模型的数字化预装关系不清晰。随着MBD(Model based definition)技术、数字化测量技术、逆向工程技术的发展,各大主机厂在实际工程实践中开始应用基于测量数据的飞机数字化预装技术来解决一些制造不协调问题,通常有点云数据模型、重构特征模型两种形式。点云数据模型在预装过程中主要是通过坐标系、基准点进行配准预装,在预装分析复杂形面间隙/干涉、多交点同轴度/干涉量等问题时,无法规范化且准确地预测数值,也不能支撑后续的调姿优化、间隙补偿、数控修配等工作;而重构特征模型可以有效解决这些问题。在飞机制造过程中为了钣金/复材零件回弹修正、不规则装配补偿垫片制作、对接部位关键特征调姿优化等制造过程的精准协调,需要根据实际多次工艺试验结果对产品设计模型进行修正,开始大量应用数字化点云数据扫描测量,并根据海量点云对复杂零组部件的边、孔、面特征进行重构,零组部件逆向重构方法常会出现重构精度低、时间长等问题,且对点云数据测量品质要求高(点位置、精度、数量)、对人员专业技术能力要求强,给基于实测模型的数字化预装分析的大规模工程化应用带来了较大困难。重构特征模型对于复杂装配场景也存在特征识别关联性不高、装配基准不统一、模型定位误差大、预装过程繁琐复杂等问题,无法高效解决复材主承力零组部件制造误差大引起的装配不协调,以及低应力、低损伤装配定位与补偿等问题。

(5) 飞机复材结构组部件低应力装配补偿不够精准快速。由于大型飞机装配的固有特点(层级多、路径长、误差大、密封严、柔性化),在部件总装、结构集成装配站位中经常存在装配间隙补偿不实,存在结构异响或者疲劳断裂隐患,比如在翼身对接部位、发动机吊挂/起落架交点接头

与机翼贴合部位存在狭小空间非规则变厚度的间隙补偿困难等问题,尤其是面向未来的大型飞机复材主承力结构装配,其装配过程变形、应力、误差、损伤及密封等控制要求更加严格。对于复材机翼翼盒壁板与骨架、起落架主交点框与复材壁板、双剪结构翼身对接等部位,如何数字化快速获取形,制作非规则变曲率变厚度钛合金垫片、复材垫片和液体垫片,成为高精度、低应力装配补偿的关键路径。

针对上述工程问题,本文首先对国内外飞机数字化装配协调相关技术方法进行了总结归纳,开展了飞机复材主承力结构数字化高性能装配协调技术应用研究,以产品多种关键特征耦合分析与控制为装配协调设计线索,以工程化应用研究为主线,自顶向下开发了以关键特征识别、容差仿真分析、装配过程变形预测、实测数据预装分析、高精度装配补偿等为主要技术路径的数字化高性能装配协调工艺设计与仿真验证方法。以典型复材外翼盒段部件装配为对象,对上述方法进行了成套全流程工程应用研究与试验验证,解决了复材外翼盒段部件装配协调设计与产品补偿策略设计问题,有效提升了大尺寸复材主承力结构部件装配外形精度与内部质量,最后展望了相关装配协调技术的发展趋势。

1 数字化高性能装配协调体系化方法

对于大尺寸、大厚度复合材料整体构件制造误差大、装配变形控制难、装配应力不均衡等新一代飞机制造难题,使用理论模型进行相关装配协调分析的方法已无法应对。传统的装配协调方法主要是基于刚性假设进行研究,不考虑零组部件的柔性变形,随着产品尺寸越来越大,带来的尺寸效应使得基于刚性假设的装配协调分析已无法满足实际的装配应用,因此在刚性假设分析基础上应

开展柔性体装配协调技术研究,分析产品的柔性变形带来的装配协调问题。随着数字化测量技术发展及飞机对装配准确度要求的提升,基于理论模型的刚性、柔性假设的分析理论解决大尺寸复材主承力结构装配问题已不完全适用,实测数据驱动的装配协调方法应运而生,使飞机装配不协调问题能够提前暴露,便于精准实施装配过程变形控制与加工补偿策略,可满足各装配环节之间精准、可靠、协调的要求。随着数字孪生技术、数据驱动力学、复材结构力学性能仿真等技术的不断成熟,未来可在基于飞机产品数字孪生装配体构建的基础上一体化、实时开展数字化装配协调工艺设计与优化^[27],如图1所示。针对复材组部件的不同结构形式、不

同几何尺度、不同结构刚度与应力控制需求、不同装配准确度要求等技术特点,为简化装配协调设计的复杂度与提升工作效率,可适配优选图1中4种不同类型的装配协调方法。

1.1 大飞机制造过程多关键特征识别与耦合分析方法

由于工艺与设计关键特性、重要特性关联性弱,工艺特性由各零部件独立识别,且是从底层向顶层传递,无法系统分析其耦合关系。因此,按照基于模型的系统工程思想(Model-based systems engineering, MBSE),从设计制造技术需求、装配过程交付要求等方面,根据关键特征定义及识别方法,自顶向下逐装配层级系统分析复杂装配体本级形成的产品、装配、制造关键特征,定性分析

绘制基准传递链(Datum flow chain, DFC)及特征流向图,为三维工艺容差、装配过程变形、实测数据预装等仿真验证确定主要边界条件,并在组件装配方案、工装设计方案中确定关键特征定位方式,明确其保型、测量等控制要求,确定零组件交付状态,在全制造过程中进行强耦合关联控制。

以关键特征耦合传递模型、统计过程控制(Statistical process control, SPC)、集成控制模型等基础理论为指导,面向多装配层级的复杂装配体,以产品主要目标精度控制为主线,基于产品装配过程需求及装配工艺结构树,采用自由度约束下的装配基准传递链分析、关键特征流向图解构建等方法,在全制造流程中逐级定性识别与关联耦合分析组部件及整

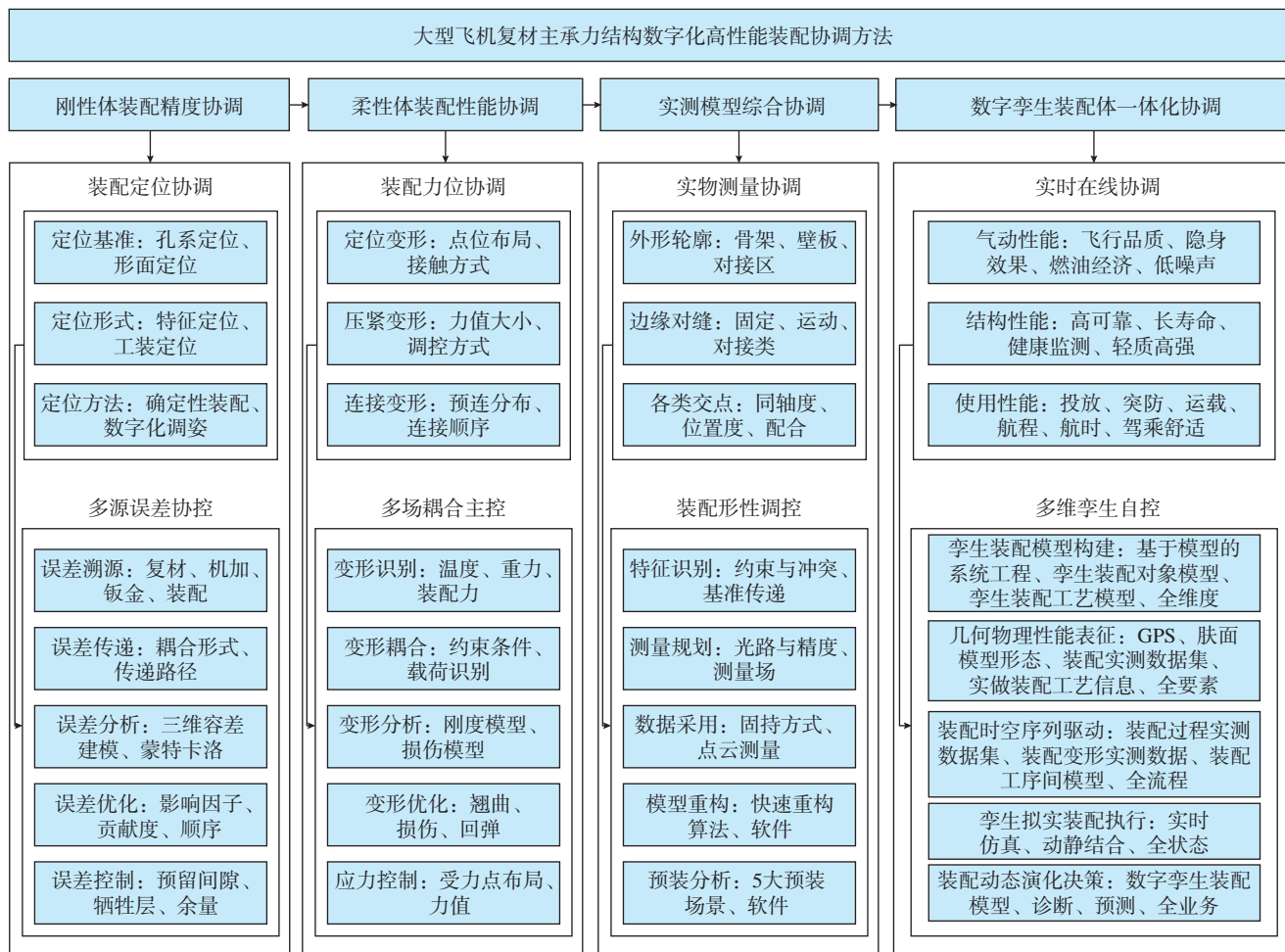


图1 大型飞机数字化高性能装配协调技术发展路线

Fig.1 Development route of digital high performance assembly coordination technology for large aircraft

机关键特征及其产生环节,规范形成飞机制造过程中产品、装配、制造3个层级关键特征识别方法,在工艺总方案、装配协调方案、组件装配方案、零件加工方案等工艺设计全过程进行分级精准控制,有效提升了飞机复杂装配体关键特征识别与控制的严谨性、准确性及全面性(图2)。

后续,飞机制造关键特征耦合分析与控制需持续改进耦合分析方法与应用工具,从DFC约束设计、DFC特征融合分析、DFC图绘制方法、关键特征工艺稳健性分析、关键特征控制等方面,深入开展理论方法研究与工程应用,优化完善相关行业、企业标准文件,形成理论成熟、逻辑清晰、方法有效的数字化装配协调主要控

制要素识别技术。

1.2 基于多关键特征耦合的复杂装配体三维容差分析方法

以往大多数工艺人员采用极值法或统计分析法解决工程问题,这种方式无法高效实现典型复杂空间尺寸链装配体尺寸计算与分析;现有工程应用的三维公差分析软件的使用过程中,严重依赖具备专业知识及丰富经验的工程技术人员,而且为避免出错需反复核对校验,影响因子及其贡献度分析不准确。因此,承接关键特征定性识别结果,结合大型复材主承力结构全制造过程误差溯源分析,确定三维工艺容差建模整体技术方案,应用3DCS容差分析软件构建结构装配过程三维容差分析模型,采

用目标级联法进行多装配层级、多关键特征协同仿真优化,精准定量确定各制造环节关键特征贡献度、关键影响因子及其量值,能够形成全机表面质量指标约束下的全制造过程误差控制策略,为后续装配容差分配和检测要求的提出提供理论依据。

基于3DCS容差分析软件,以关键特征流向图、装配基准传递链、三维轻量化零部件.stp格式实体模型为输入建立多关键特征装配容差分析模型,首先对导入的装配模型依据装配层级关系建立装配结构树,创建包括测量特征、定位特征在内的装配特征,为创建的装配特征赋予响应属性(初始容差值、定位约束等),最后进行计算分析,从众多的关键特征

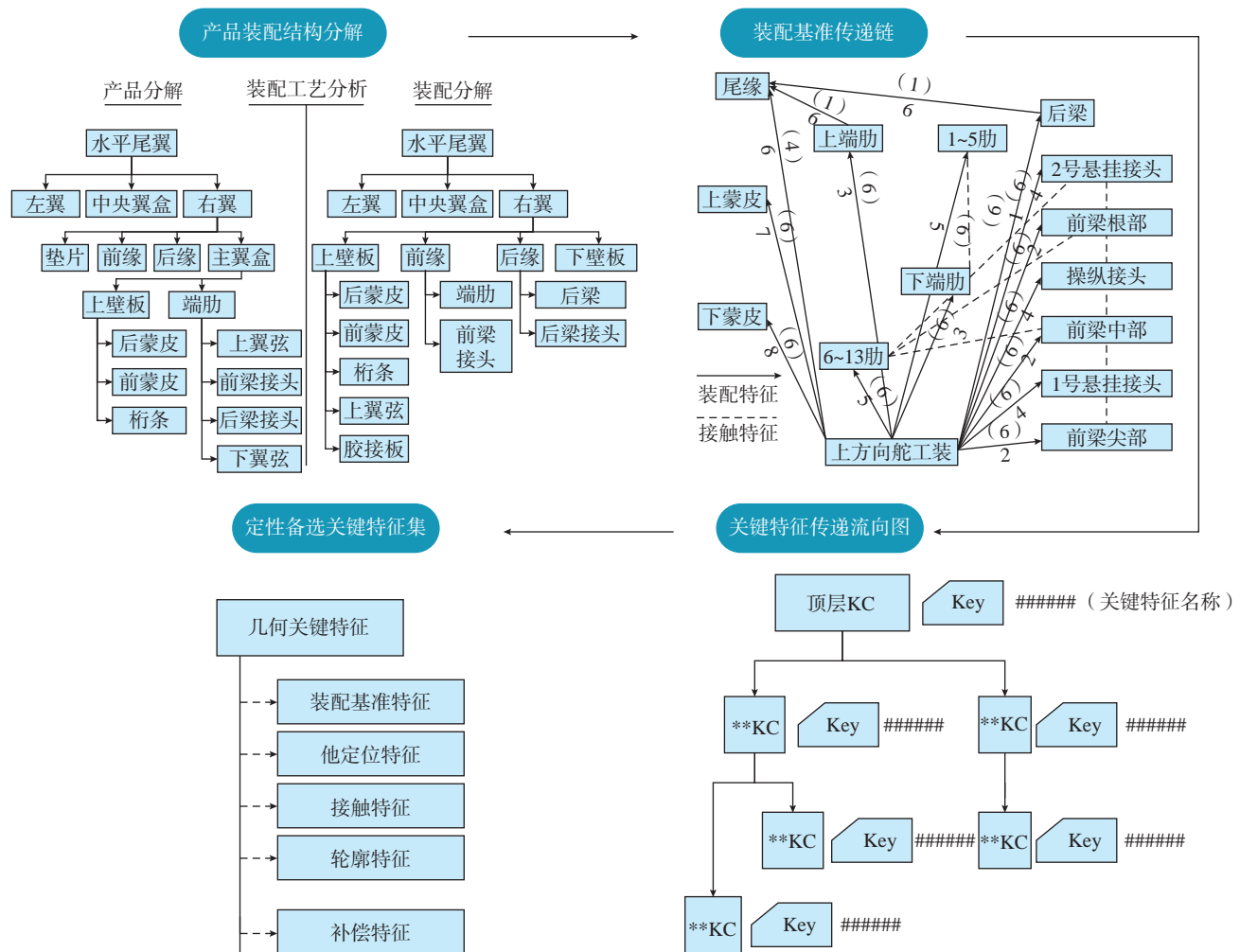


图2 飞机制造过程多关键特征识别与耦合分析流程

Fig.2 Multi-key feature identification and coupling analysis process in aircraft manufacturing process

中选择出影响度较大的特征,并作为产品/装配/制造关键特征,实现关键特征的定性到定量分析转变,降低了

复杂装配体三维工艺容差仿真验证对技术人员具备高度工程经验的需求,大幅提升了仿真验证工作效率和准确

度(图3)。

后续,飞机装配三维工艺容差仿真分析与优化需持续研究基于模型

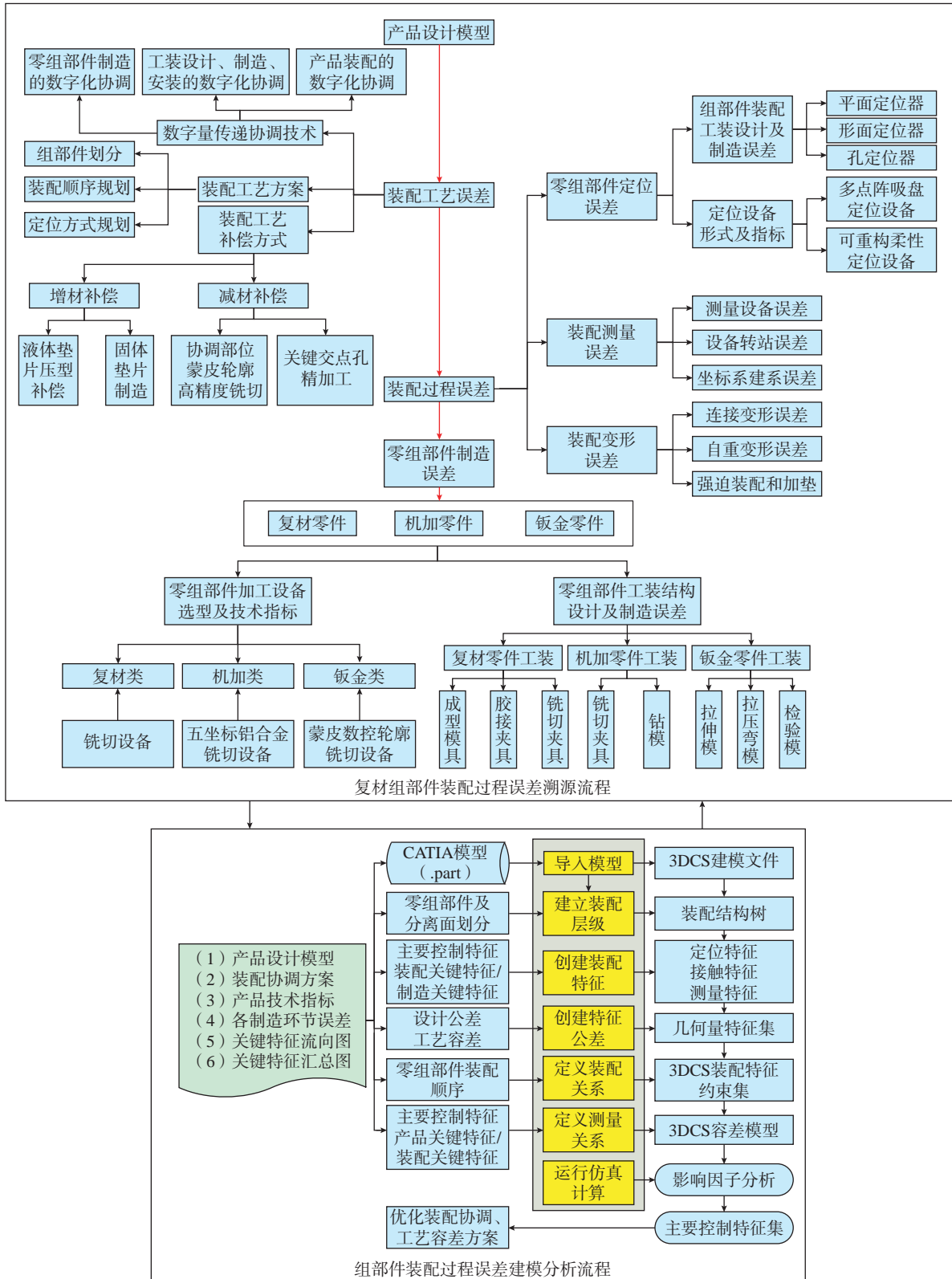


图3 面向多关键特征耦合的三维工艺容差仿真分析流程
Fig.3 Simulation analysis process of three-dimensional process tolerance for multi-key feature coupling

定义的自动化三维容差建模理论与方法在飞机装配过程中的应用,与产品设计部门协同开展基于性能保证的产品几何技术规范在航空设计制造领域的推广应用,深入开展超大尺寸复材部件柔性装配体、大尺寸复杂多交点运动部件等三维容差仿真优化,实现刚柔耦合的力位协同容差有效控制。

1.3 大尺寸复材主承力结构装配过程变形快速预测与控制方法

针对大尺寸复合材料主承力构件装配过程中不同环节定位变形、锯

齿边缘紧固连接翘曲、结构局部应力变形扭曲等问题,提出复合材料多尺度匀质化材料属性分析计算模型,通过研究复合材料微观材料属性与宏观结构属性之间的关系,实现复材主承力构件装配过程变形有限元快速建模与分析,在此基础上,构建复合材料结构损伤计算及装配翘曲抑制模型,确定复合材料结构外形轮廓精度约束下的最优装配连接顺序,支持装配工装总体设计方案、组件装配方案、零件交付状态、装配施工过程监控等方面的工作开展,精准控制大尺

寸复材主承力结构装配变形误差与局部内应力。

不同于传统复材铺层建模方法,匀质化方法是在只考虑材料刚度前提下将复材力学性能等效成传统金属材料力学属性,从而提高大型复材构件快速建模与分析效率的方法。如图4所示,首先基于材料属性计算与试验分析,校正复材匀质化力学性能,得到匀质化刚度矩阵,使用ABAQUS有限元仿真软件及匀质化刚度矩阵,构建典型组部件不同定位与压紧工况在定位、制孔、装夹等载

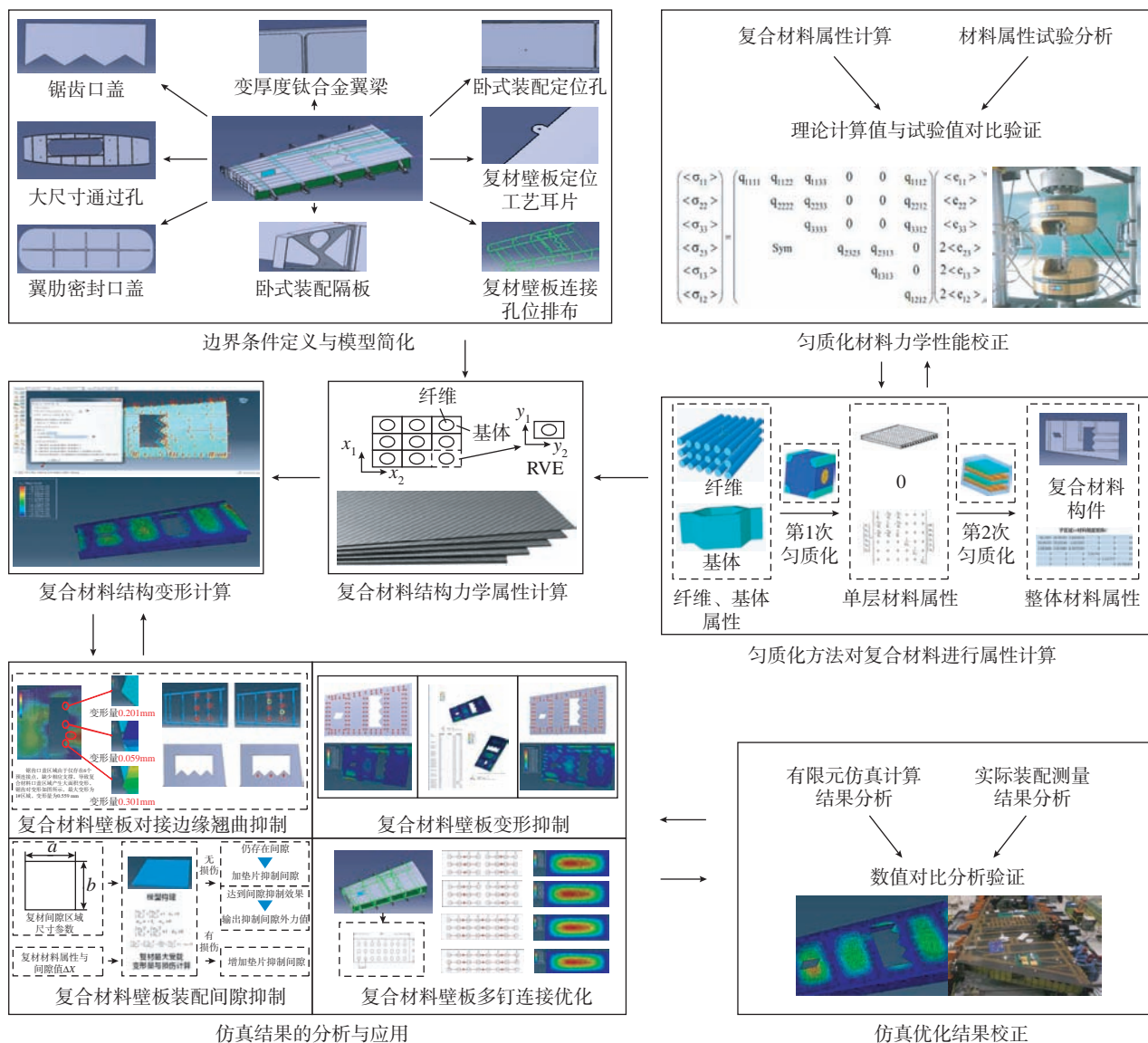


图4 大尺寸复材主承力构件装配过程变形预测分析流程

Fig.4 Deformation prediction and analysis process of large-scale composite main bearing components during assembly

荷作用下的复合材料应力/应变响应分析模型,优化定位点布局与压紧力大小,实现复合材料主承力结构装配过程变形与应力的精准预测与控制。

后续,在复材壁板/梁装配过程变形预测与控制方面,持续开展基于大尺寸复材加筋壁板/梁等复材构件实测模型的装配过程变形仿真预测、基于遗传算法的复材壁板定位点布局与压紧力优化、基于柔性调姿设备等传感与执行的力位协同控制复材壁板在线调控等技术的工程化应用研究,实现数字孪生模型驱动的大型复材壁板/梁主承力构件小变形、低应力装配定位与制孔连接。

1.4 基于MMBOM的飞机制造过程三维测量模型构建方法

针对飞机各制造环节在零件制造、组部件装配过程中几何特征测量规划耦合性差等技术难题,提出了一种面向飞机制造全过程多装配层级测量结构树(Multiple measurement bill of materials, MMBOM)的三维测量模型构建方法(图5),基于关键

特征识别结果确定最终测量目标特征,进行几何特征与测量设备适配关系分析,为不同特征匹配最佳测量设备。针对大型复杂曲面测量任务,对以测量特征、基准点数量与测量精度为约束的装配过程测量光路/精度仿真及站位布局进行优化,在产品测量目标特征最优站位获得高质量点云数据;同时面向与气动外形相关的蒙皮/壁板/梁/框/进气道等复杂零组部件、机头/机翼等大尺寸复杂曲率部件、大部件对接等典型组部件的制造过程及其工装,以测量包容性、稳定性、可达性为约束,构建基于多设备协同测量、多源数据融合处理的高精度测量场,形成飞机典型簇类零件几何特征的高效高精度测量技术方案,建立包含测量特征、测量基准、容差标注、特征离散、测量方法、测量数据、重构特征、偏差分析等全要素的测量模型,实现了典型簇类零件全制造过程高精度高可靠测量,有效支持飞机典型簇类零件关键特征实测数据模型重构。

后续,在飞机制造过程三维测量模型构建方面,为了更加精准地表达飞机产品的装配几何特征,需要采集飞机典型复材零组部件孔、边、面的点云数据进行制造准确度评价与协调性分析;针对大型复材机体结构及其零组部件在实际测量过程中存在测量效率低、精度差、数据分析慢等工程问题,需要深入开展弱刚性测量固持、大尺寸测量场构建、测量过程光路与精度仿真验证等技术研究,建立大尺寸弱刚性复材整体构件数字化测量评价标准,从而更加系统、科学、高效地开展全闭环的数字化测量数据采/存/管/用。

1.5 大型飞机典型簇类零件基于实测数据的模型快速重构方法

针对以往工艺模型专业设计部门对典型零组部件模型重构点云密度要求大、重构周期长、手动操作繁琐、人员技能要求高等问题,本团队开展了基于特征模板的模型快速精确建模、面向大规模/不规律分布的千万级实测点云数据去噪/分割快速处理等技术研究,开发了壁板、框、梁、肋、接头等零组部件装配几何特征模型快速重构软件,形成面向关键特征的实测模型快速构建标准。

针对飞机典型簇类零件几何特征,基于种子点生长及包围盒原理的点云数据高效精准分割与拼合算法被提出,形成了千万级不规律分布实测点云数据的去噪、分割、拼合等快速高品质处理技术,在此基础上,本团队开发了包含圆孔、边缘轮廓、平面、球面、柱面、锥面及自由曲面7类特征的重构模板库及快速重构软件(图6),可自动显示最大偏差、平均偏差及标准差等重构品质评价指标,实现测量效率与重构精度的最优均衡,重构精度 $\leq 0.1\text{ mm}$,重构效率提升至200%,支持实测模型预装分析与补偿加工。

后续,在实测数据驱动下的模型快速重构方面,需持续研究复杂曲

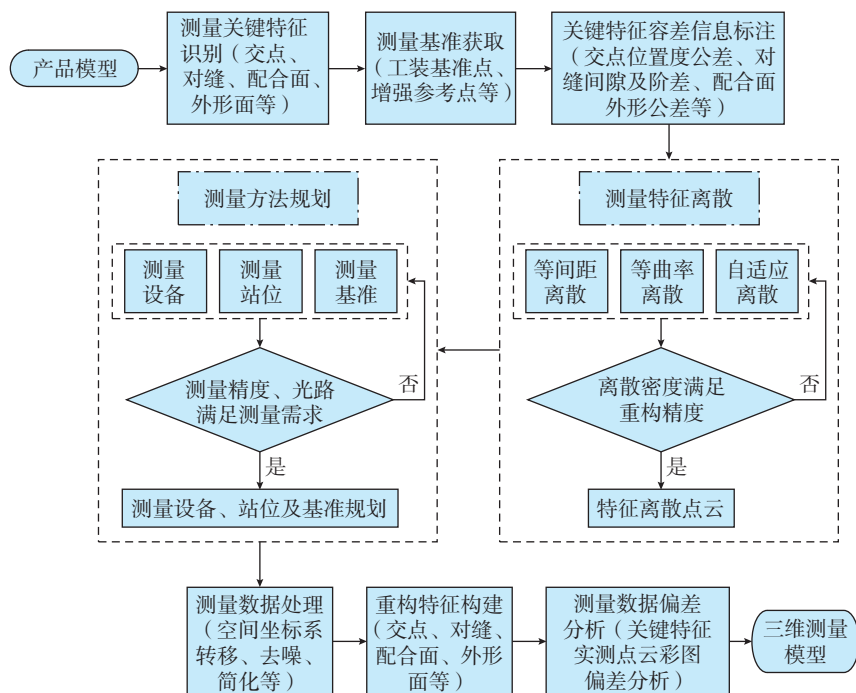


图5 基于MMBOM的飞机制造过程三维测量模型构建流程

Fig.5 Construction process of three-dimensional measurement model for aircraft manufacturing process based on MMBOM

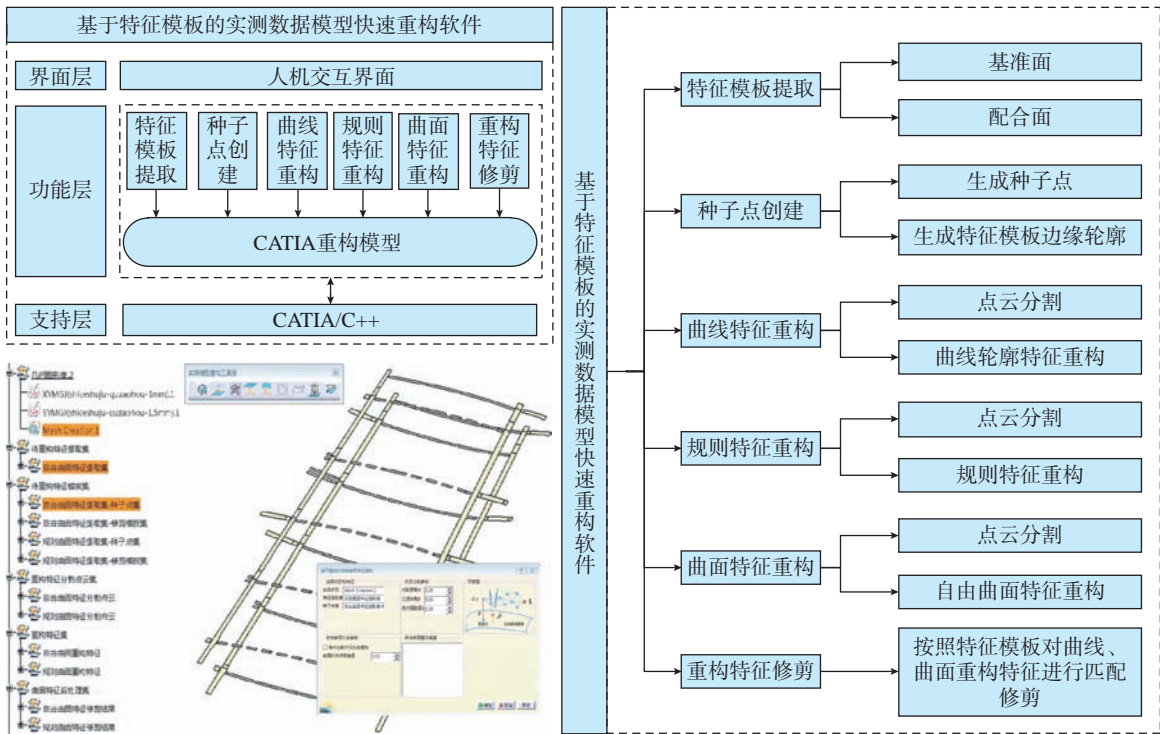


图6 基于飞机典型簇类零组件特征模板的实测模型快速重构流程

Fig.6 Rapid reconstruction process of measured model based on characteristic template of typical aircraft cluster components

率特征重构算法及点云密度选择标准,针对超大尺寸复合材料壁板/异形回转体进气道等复杂零组部件,在关键特征重构方法与精度保证、基于 PolyWorks 软件的制造偏差自动分析、重构特征与理论模型的匹配融合、典型几何特征的重构效率提升等方面,持续研究数字孪生驱动的高保真重构软件。

1.6 大型飞机典型装配场景基于实测模型的数字化预装分析方法

以飞机零组部件关键特征实测点云数据重构模型为输入,利用三点定位、多点拟合定位方法开展实测模型预装仿真,创建基于多目标约束(部件姿态、表面质量、内部间隙)的大尺寸复合材料主承力功能组部件装配间隙优化模型;采用最小二乘与牛顿迭代组合优化方法设计一种面向大部件对接过程的产品空间特征与协调特征的协同定位优化算法,开发基于实测模型的数字化预装分析软件(图7),形成 CATIA 环境下

的大型飞机前缘类、壁板与骨架类、骨架及交点类、运动组件类、大部件对接 5 大典型复杂装配场景的模拟实物数字化预装分析规范,实现复杂组部件实物的可装配性精准预测,可有效指导装配现场装配调姿定位、数控修配加工与精准加垫补偿。

后续,在数字孪生驱动的在线拟实装配方面,为解决超大型复材构件制造误差大、装配协调困难等问题,需要根据飞机产品各类关键特征实测重构模型进行数字孪生拟实预装,实时分析装配过程干涉及修配量值、获取调姿定位优化策略等。为进一步提高实测模型驱动的拟实装配准确度及分析效率,可开展点云实测数据驱动的轻量化飞机产品数字孪生体构建技术研究,实现多专业多人在线协同对各个制造环节进行快速精准的拟实制造分析,满足串并行有序高效协同的飞机装配协调工艺设计分析需求,快速获取装配补偿及定位调整策略。

1.7 大尺寸复材主承力结构高精度、低应力数字化装配补偿方法

基于预装分析结果可快速得到产品装配协调部位的间隙加垫量或干涉打磨量的具体形状、位置和大小,因此需要根据预装分析结果进行高精度、低应力装配补偿工作。目前,在复材主承力结构装配补偿过程中主要考虑增材补偿与减材补偿两种形式,增材补偿以手工制作复材垫片、铝合金可剥垫片、液体垫片和玻璃布软垫片等为主,施加方法从手工裁剪固体垫片向液体垫片压型补偿方向转变,设计/工艺补偿间隙可设计得更小、更精准;减材补偿以装配阶段小余量修配、基于实测模型的数控加工、牺牲层预置的数控加工等为主,施加方法从复材、钛合金结构件手工打磨片修配向数控加工设备精准切削方向转变,这得益于大型数控精加工设备的投入和大尺寸空间点云数字化测量手段的技术革新。

对于大型飞机复材主承力构件

装配补偿技术,密封要求较高的贴合部位如翼梁油密区域,可在零件车间开展牺牲层加工,进行外模线控制;对于密封要求较低的分散连接部位如翼肋、框连接区域,可在装配车间

开展液体垫片加工,进行外模线控制;对于交点接头与壁板连接部位,由于其间隙呈非规则曲面形貌,可在装配车间开展混合垫片或者基于实测数据的接头余量精准加工等方式

进行装配间隙填充。运用数字化、自动化的技术手段,实施精准高效的装配过程补偿,可减小复材结构装配内应力,降低装配工人的劳动量,提高飞机产品制造的一致性(图8)。

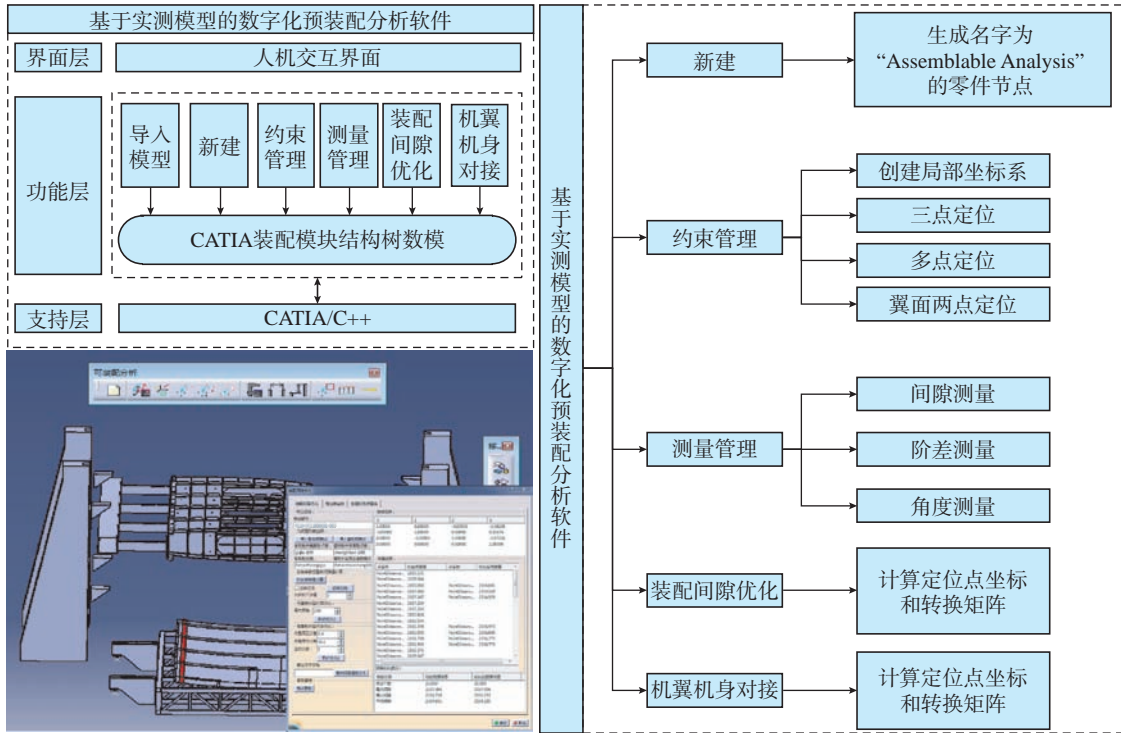


图7 飞机典型装配场景实测模型预装分析流程

Fig.7 Pre-assembly analysis flow of measured model in typical aircraft assembly scene

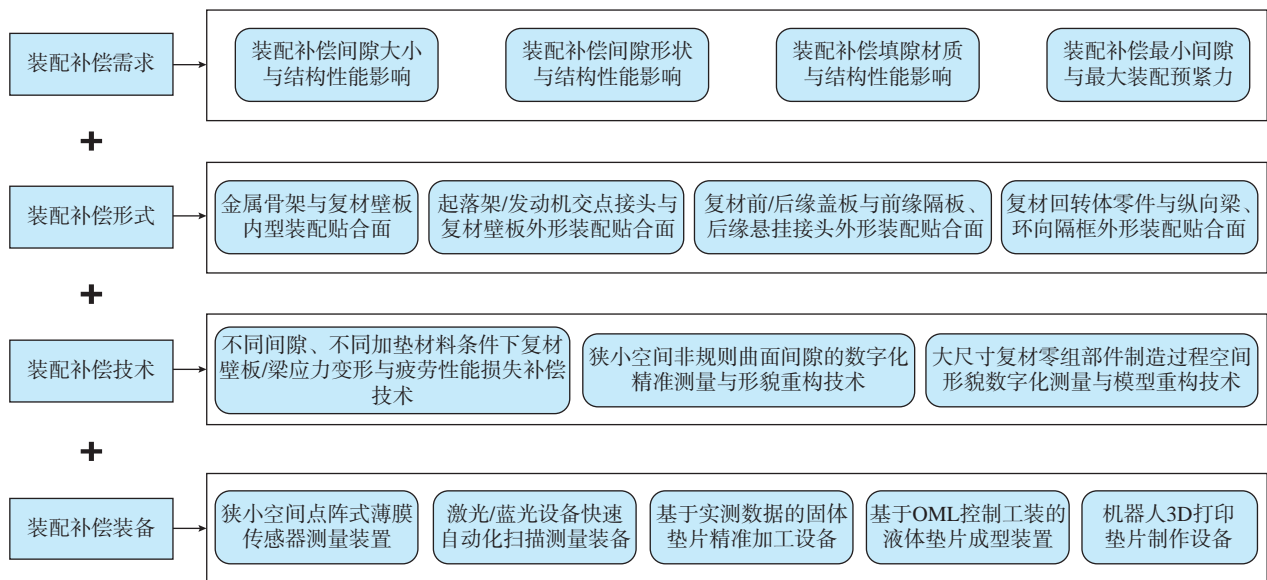


图8 大尺寸复材主承力结构高精度、低应力装配补偿技术

Fig.8 High-precision and low-stress assembly compensation technology for large-scale composite main bearing structure

后续,在数字化、自动化自适应装配补偿方面,随着超大型复材主承力结构数字化加工、装配、检测等技术的快速发展,大型飞机数字化装配面临着紧迫的转型需求,在飞机数智化装配发展的新阶段,通过应用大数据、人工智能、云计算、物联网、5G等技术手段,开展基于复材结构制造误差数字闭环的自动化装配补偿技术及装备研究,以实现复材结构装配的精准补偿。

2 试验件装配协调设计仿真分析

结合典型复合材料飞机结构部件制造工艺过程,本团队设计了典型复合材料外翼盒段试验件,主要包含气动外形、装配对缝间隙/阶差、装配贴合面间隙等关键特征与技术指标,开展了相关表面误差控制验证试验,以确定本文所提高性能装配协调技术体系及相关控制策略的有效性。

典型复合材料外翼盒段试验件长约 5.2 m、根部宽约 2.8 m、翼尖处宽约 2.1 m。该试验件由复材前梁/钛合金后梁、5 个铝合金前缘隔板、6 个铝合金翼肋、7 个铝合金后缘悬挂支臂、上/下复材加筋壁板和复材可卸口盖等 22 个零组部件组成(图 9)。其主要技术指标包括气动外形、装配贴合间隙(极大、极小)、装配压紧力、交点同轴度、对接部位端面位置度、表面对缝间隙/阶差、梁/肋/隔板轴线度等。

工艺分离面及组部件装配单元划分方法如下。通常将它划分为 4 个制造层级(零件、组件、总装、架外)和 4 个装配单元(前缘组件、后缘组件、翼盒总装、翼盒架外),主要包括固定前缘组件及其子零件、后缘组件及其子零件、外翼盒段总装及其子零件、外翼盒段架外及其子零件(图 10)。

(1) 关键特征识别与耦合分析。
针对典型复材外翼盒段试验件

全制造过程,根据关键特征定义与分类方法,以及装配单元划分结果,逐个层级识别出各种关键特征,通过对各个零组部件的定位约束、接触约束及工装定位功能进行基准传递链与冲突分析,绘制关键特征流向图,得到关键特征耦合传递关系,最后将所有关键特征流向图进行汇总,形成包含所有全制造过程、全特征要素的试验件关键特征汇总图(图 11)。

(2) 三维工艺容差仿真与优化。

按照全机表面质量技术要求、部件制造验收技术条件,以试验件关键特征流向图为建模线索,建立多装配

层级一体化协同装配三维工艺容差优化模型,主要分为前缘组件装配、后缘组件装配、盒段骨架装配、盒段壁板装配 4 个装配过程,建模过程分为装配特征、装配关系、测量关系等定义(图 12)。依据全机表面误差约束进行优化迭代,得到全机表面质量指标约束下的零组部件关键特征容差分配数值,形成全机表面质量指标约束下的全制造过程误差控制策略:以复材壁板外形为基准,将复材壁板的外形公差、厚度公差向与骨架装配贴合的间隙部位累积,在壁板内面与骨架外形之间设计合理科学的装

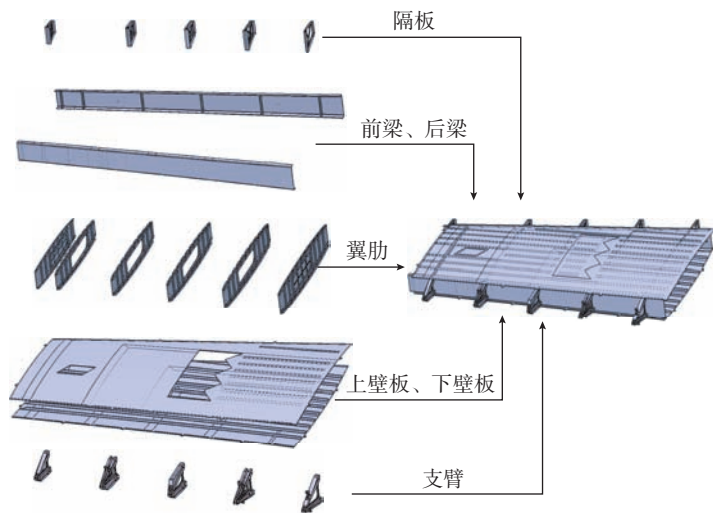


图 9 典型复材外翼盒段结构组成

Fig.9 Structural composition of typical composite outer wing box

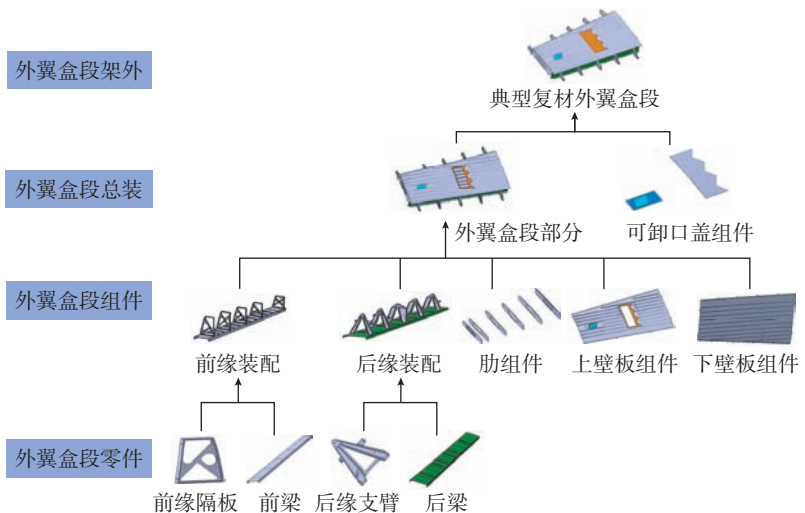


图 10 典型复材外翼盒段装配单元划分

Fig.10 Assembly unit division of typical composite outer wing box

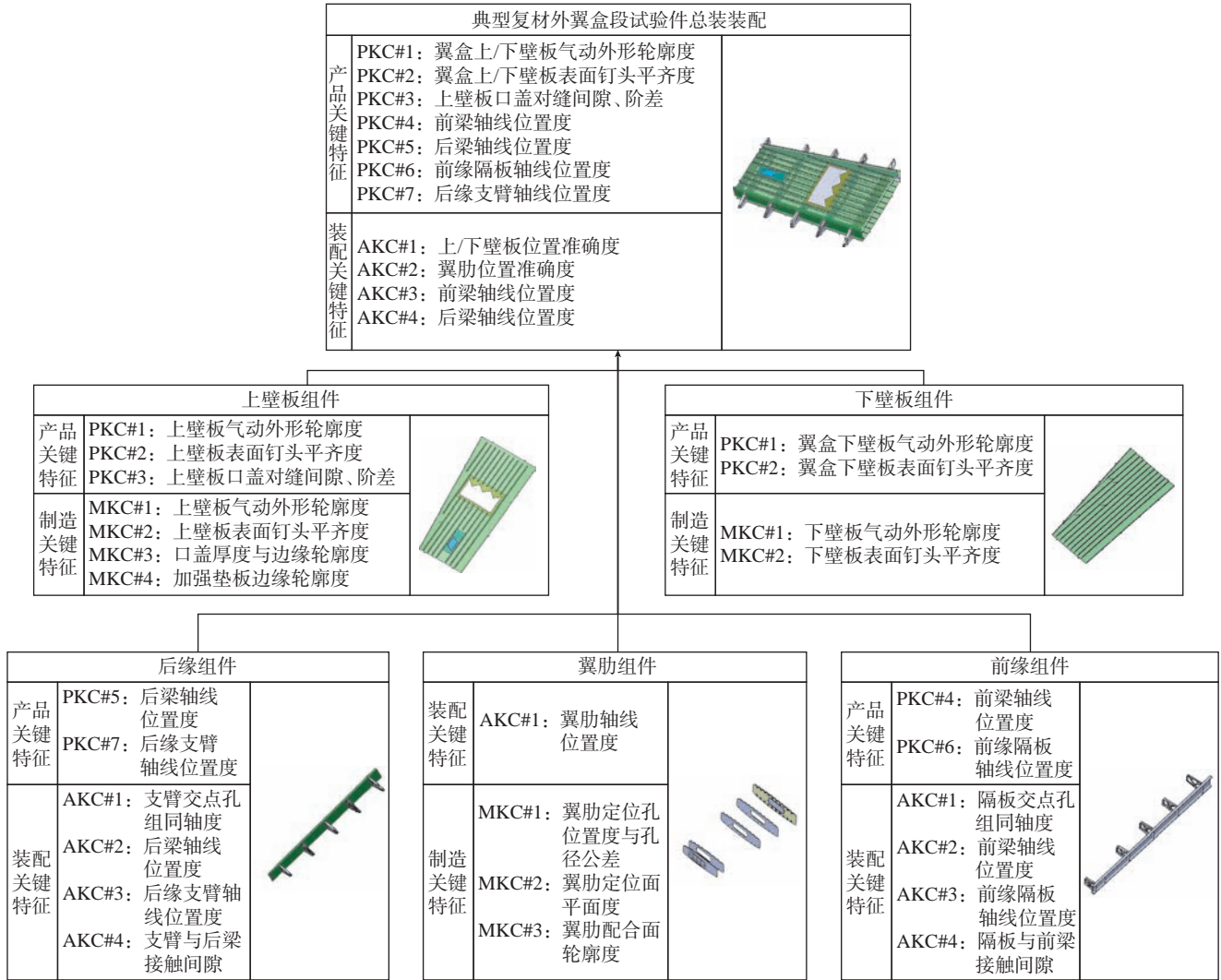


图 11 典型复材外翼盒段关键特征汇总图

Fig.11 Summary of key characteristics of typical composite outer wing box

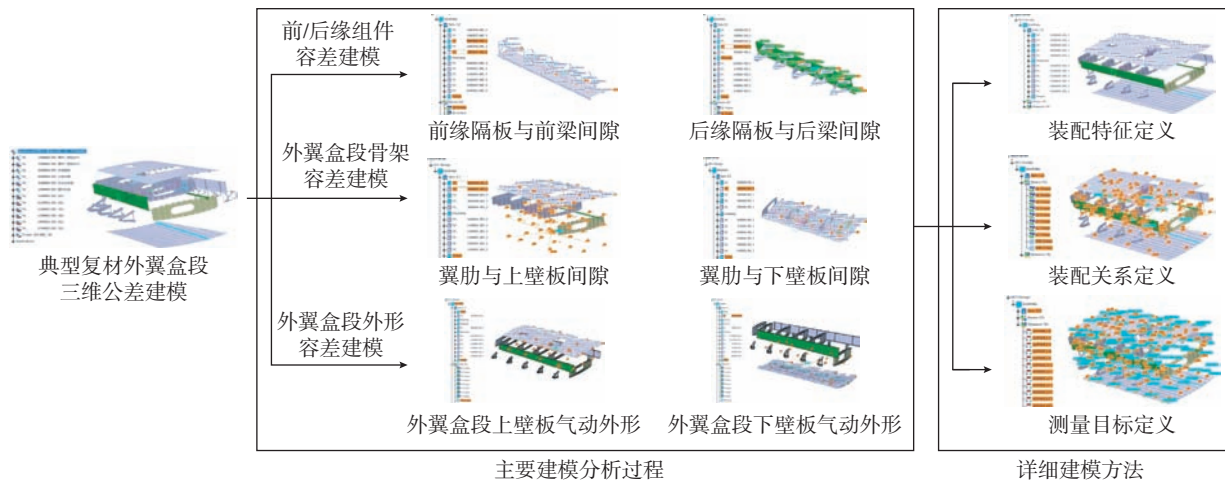


图 12 典型复材外翼盒段三维工艺容差仿真分析

Fig.12 Simulation analysis of three-dimensional process tolerance of typical composite outer wing box

配补偿环与量值,制定相关零组部件工艺容差分配方案。

(3) 装配过程变形预测与优化。

按照试验件组部件划分及装配流程,将复材翼盒段装配分为前/后缘组件定位、翼肋与前后缘组件定位、骨架与壁板定位 3 种工况,进行基于 ABAQUS 有限元仿真软件的建模与分析,确定了最佳定位点布局及保形架设计需求。采用复材结构匀质化方法求解材料属性,根据装配过

程刚度求解需求简化了建模过程,梳理出相关载荷施加位置及大小,以及各工况装配过程固持位置及点位大小,进行多轮次定位方式与压紧力迭代优化后得到结果,各装配过程变形量满足了产品设计装配精度与应力损伤要求(图 13)。

(4) 全制造过程数字化测量规划。

按照典型复材外翼盒段试验件的不同零组部件刚度特点,开展了影

响装配协调的主要零组部件装配几何特征的数字化测量表征,获取了相关实测点云测量数据,为后续数字化预装分析做好准备。针对机加隔板/肋零件、复材壁板/梁零件及各装配组件,为确保其实测数据精度,主要从测量特征的获取与离散、测量固持方式以及相关测量设备选用等方面开展了数字化测量规划,设计了详细的基于关键特征传递耦合的全制造过程数字化测量方案(图 14)。

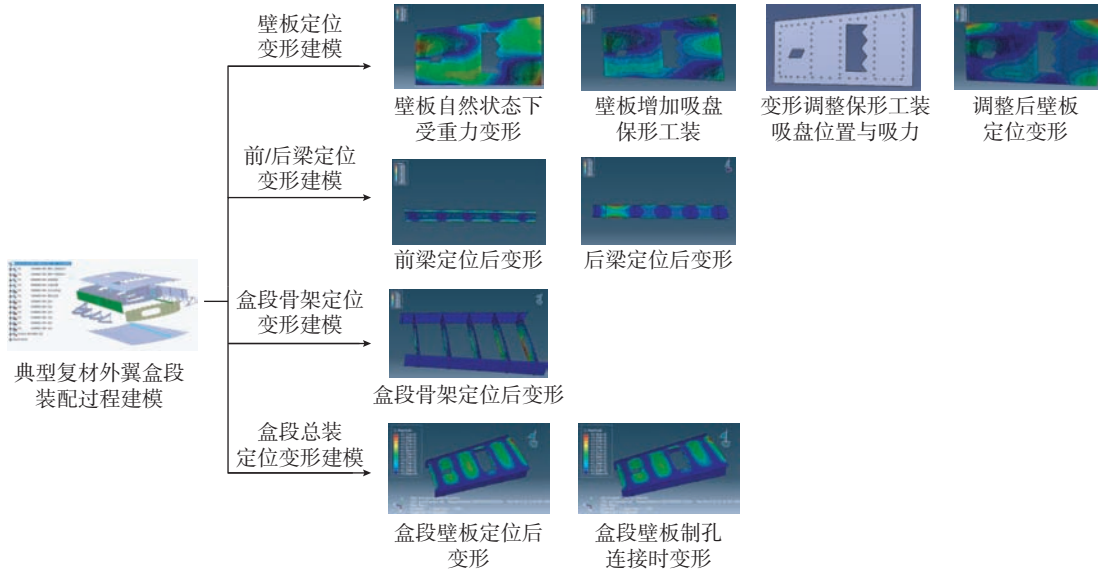


图 13 典型复材外翼盒段装配过程变形仿真分析

Fig.13 Deformation simulation analysis of the typical composite outer wing box during assembly

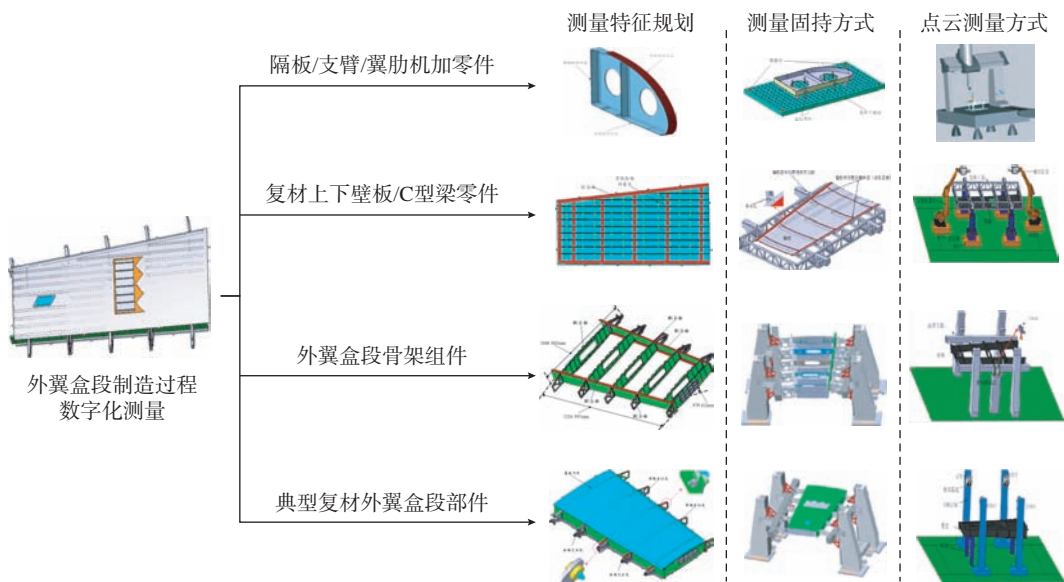


图 14 典型复材外翼盒段全制造过程数字化测量规划

Fig.14 Digital measurement planning for the manufacturing process of typical composite outer wing box

(5) 基于实测数据的数字化预装模型重构。

根据各制造环节、各类典型零组部件关键特征数字化测量点云数据,开展制造准确度及装配准确度分析,当制造偏差符合工艺容差要求后,使用模型快速重构软件进行关键特征实测模型重构与裁剪,并与其他不参与预装分析的零件几何实体进行融合建模,形成具有实测关键特征几何形状的零组部件实测模型,传递至上游各装配环节进行预装分析与装配补偿使用(图15)。

(6) 实测模型驱动的数字化预

装分析及装配补偿。

按照试验件装配层级及装配误差累积路径,针对前/后缘组件隔板与梁装配间隙及补偿量、翼肋确定性装配外形偏差、上下壁板与骨架装配间隙及补偿量、口盖装配对缝间隙等逐层级开展数字化预装分析(图16)。对于无法使用液体垫片、可剥垫片进行补偿的较大部位,根据间隙三维形貌构建了固体垫片加工模型或零件余量数控加工模型,使用3D打印设备增材制造补偿垫片,最终实现装配件气动外形几何形状、结构间连接应力及损伤、对缝间隙/阶差的高精度、低损伤控制。

高精度、低损伤控制。

3 试验件制造综合工程试验验证

典型复材外翼盒段由前缘隔板、前梁、后缘支臂、后梁、翼肋、上下壁板和口盖等构成(图9)。区别于传统模拟量传递方式的装配,该件采用以外形为基准的卧式装配方式,壁板外形通过保形架被约束到理论位置,通过数字定位器移动壁板保形架将壁板外形约束到理论位置,协调壁板内形面与骨架间隙实现壁板保外形的高精度装配。

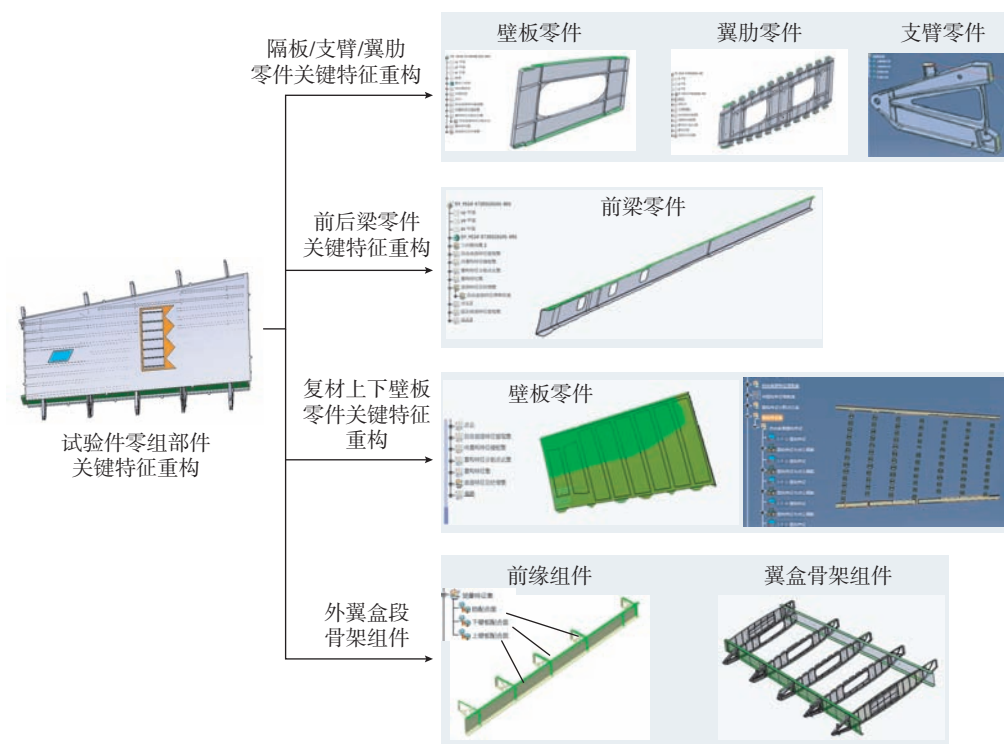


图15 典型复材外翼盒段零组部件关键特征实测模型重构

Fig.15 Reconstruction model of key characteristics for typical composite outer wing box based on measured data

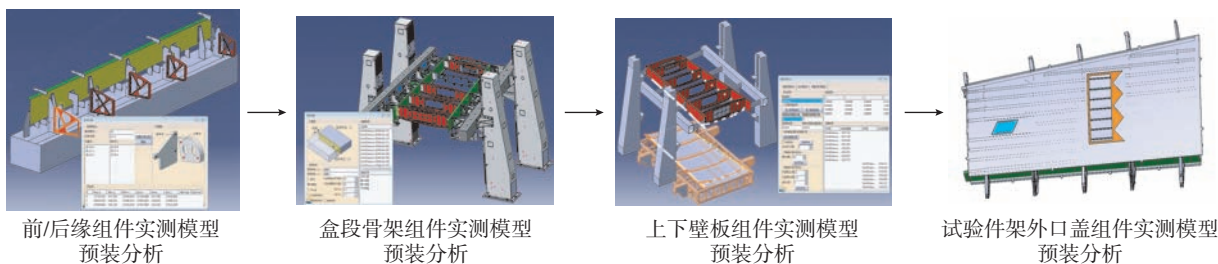


图16 典型复材外翼盒段实测模型预装分析

Fig.16 Pre-assembly analysis of measured model of typical composite outer wing box

3.1 壁板与骨架装配间隙准确度分析

使用塞尺从翼肋与前梁连接端头到与后梁连接端头开展壁板与翼肋装配间隙测量,每组肋采集 9~11 个测量点,6 个翼肋与上、下翼面装

配间隙数据如表 1 和 2 所示。

由实际测量数值可以看出,上下壁板与翼肋均存在装配间隙,最大值为 0.9 mm,满足液体垫片补偿使用的设计允许范围。经过比较容差、变形仿真分析数据与实际装配测量数

据,发现仿真数据能够有效反映出实际装配情况,理论预留设计补偿间隙满足实际装配需求。

3.2 骨架组件装配准确度分析

骨架组件上下表面装配偏差测量结果如图 17 所示,最大值为 +0.25 mm,

表 1 复材上壁板与翼肋装配间隙测量数据

Table 1 Measurement data of assembly clearance between composite upper panel and rib

mm

测量点	耳片 1	耳片 2	耳片 3	耳片 4	耳片 5	耳片 6	耳片 7	耳片 8	耳片 9	耳片 10	耳片 11
61# 肋	0.09	0.09	0.09	0.09	0.05	0.09	0.1	0.25	0.25	0.4	0.4
62# 肋	0.5	0.2	0.4	0.4	0.3	0.3	0.3	0.4	0.5	0.5	—
63# 肋	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5	0.75	0.6	0.75	0.9	—
64# 肋	0.4	0.75	0.6	0.5	0.5	0.75	0.85	0.85	1.1	—	—
65# 肋	0.4	0.4	0.5	0.5	0.6	0.75	0.75	0.75	0.9	—	—
66# 肋	0.4	0.2	0.4	0.4	0.25	0.25	0.5	0.75	0.3	—	—

表 2 复材下壁板与翼肋装配间隙测量数据

Table 2 Measurement data of assembly clearance between composite lower panel and rib

mm

测量点	耳片 1	耳片 2	耳片 3	耳片 4	耳片 5	耳片 6	耳片 7	耳片 8	耳片 9	耳片 10	耳片 11
61# 肋	0.4	0.3	0.3	0.2	0.2	0.3	0.3	0.4	0.45	0.45	0.5
62# 肋	0.3	0.16	0.4	0.4	0.35	0.4	0.5	0.5	0.4	0.5	—
63# 肋	0.3	0.2	0.2	0.15	0.15	0.3	0.3	0.3	0.25	0.2	—
64# 肋	0.45	0.33	0.25	0.23	0.22	0.2	0.2	0.2	0.2	—	—
65# 肋	0.8	0.63	0.43	0.4	0.3	0.3	0.32	0.3	0.2	—	—
66# 肋	0.6	0.3	0.7	0.3	0.5	0.75	0.5	0.6	0.6	—	—

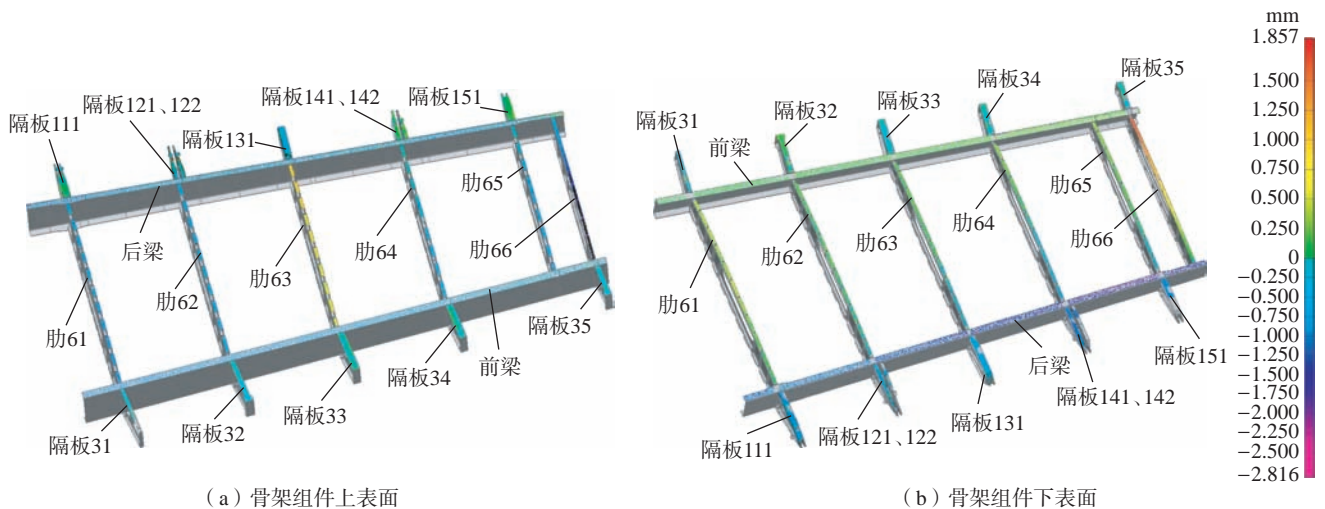


图 17 骨架组件上下表面装配偏差

Fig.17 Assembly deviation of upper/lower surface of the skeleton

最小值为 -0.75 mm , 表明该骨架配合面外形波动基本符合容差仿真预测结果。其中 63# 肋、66# 肋处外形偏差不符合仿真预测, 主要是人为失误因素导致定位误差较大, 经重新调整定位后, 骨架上下表面装配偏差满足装配容差要求, 整体为负差, 保证壁板以外形定位时内形面不会与骨架外形干涉。

3.3 部件外形装配准确度分析

使用典型复材外翼盒段卧式装配系统, 完成了典型复材外翼盒段现场装配(图 18), 按照试验件总装型架上 ERS 点(Enhanced reference system)建立全局数字化测量场, 对典型复材外翼盒段上下翼面的全形面气动外形进行高密度点云数据测量, 点密度按 $30\text{ mm} \times 30\text{ mm}$ 设置, 使用 PloyWorks 软件对点云数据与理论模型坐标系拟合进行对齐分

析, 表明试验件表面气动外形型值 92.3% 在 $-0.8 \sim +1.2\text{ mm}$ 公差范围内, 如图 19 所示, 其余均在设计允许的 10% 局部公差范围内, 满足技术指标要求。

通过对试验件卧式装配过程中的壁板与骨架装配间隙、骨架组件装配外形、部件装配外形等装配技术指标进行测量分析, 所得结果基本符合装配协调工艺设计要求、数字化装配性能仿真结果, 表明面向复材结构的数字化高性能装配协调理论方法可满足大尺寸复材飞机主承力结构的主要装配技术指标要求。

4 结论与展望

(1) 本文以产品多种类关键特征耦合分析与控制为装配协调设计线索, 以工程化应用研究为主线, 系统地总结并阐述了以关键特征识别、

三维工艺容差仿真分析、装配过程变形预测、实测数据预装分析、高精度装配补偿等方法为主要技术路径的飞机复材主承力结构数字化高性能装配协调技术体系。该套体系方法从产品装配准确度需求出发, 包括面向全制造流程的关键特征识别、工艺容差分析与分配、装配过程测量规划、基于实测数据预装分析、装配补偿等方法, 对丰富飞机复材结构装配理论具有重要意义。

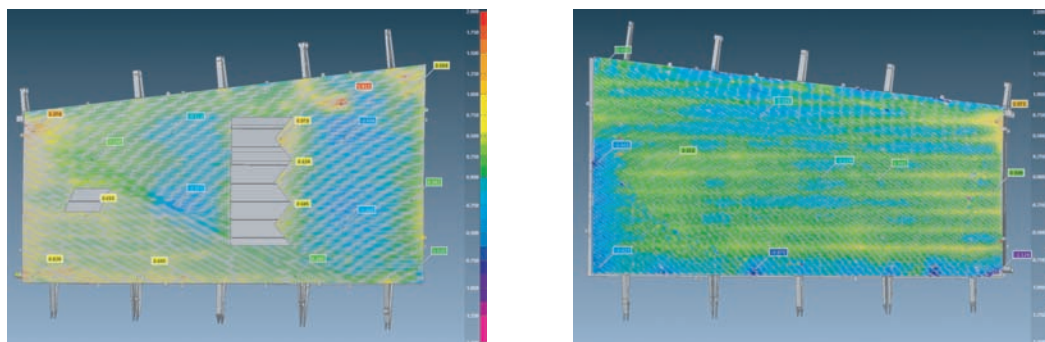
(2) 开展了针对试验件全制造过程的多种类关键特征识别、目标特征点云数据测量采集、实物关键特征模型重构及数字化预装分析试验验证。结果表明, 试验件测量方案、模型重构与预装分析软件等技术方法可以有效预测复材外翼盒段骨架及壁板外形装配准确度, 虚拟预装获取其骨架与壁板之间的装配补偿间隙, 在实物装配前精准施加牺牲层补偿与装配垫片补偿, 确保了复材组部件装配精度, 有效降低了复材结构装配变形与应力损伤, 显著提升了大尺寸复材主承力结构部件装配外形精度与内部质量, 为我国军/民用航空航天装备研制提供了技术借鉴。

随着航空设计制造技术的发展, 性能更优的复合材料会更加快速地应用到各类航空航天器的设计制造中, 且复材构件的结构形式更加多样



图 18 完成装配的典型复材外翼盒段

Fig.18 Typical composite outer wing box after assembly



(a) 试验件上翼面

(b) 试验件下翼面

图 19 试验件上下翼面气动外形

Fig.19 Aerodynamic shape of upper/lower wing surface of the test article

化,尺寸量级会越来越大,带来的装配协调问题也会越来越复杂,如何构建一套面向广大工程技术人员“好用、爱用、有用”的数字化高性能装配协调工艺设计方法,开发系列相关工具软件,形成成套技术方法标准,成为目前亟需要解决的系列工程问题。面向大型飞机数智化装配技术发展需求,仍须持续开展几何-物理多场耦合的飞机装配基础理论研究,在首架研制、小批试制、大批生产、维护修理等飞机全生命周期内,从装前协调、装中调控、装后控制等不同工艺设计阶段,持续扩展大型飞机复材主承力结构数字化高性能装配协调技术方法与体系,持续探索基于MBSE的装配性能仿真验证技术能力与先进软件开发,不断提升我国新一代大型飞机复材机体结构的装配技术水平,保证各类航空装备的高可靠、长寿命、高性能等技术指标的有效实现。

参考文献

- [1] 程晖,樊新田,徐冠华,等.航空复合材料结构精密干涉连接技术综述[J].航空学报,2021,42(10):48-66.
 - [2] 王华.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[J].航空制造技术,2018,61(7):26-33.
 - [3] 郭飞燕,邹方,李志欣,等.飞机数字量装配协调控制方法研究[C]//第八届中国航空学会青年科技论坛论文集.北京:中国航空学会,2018.
 - [4] 李东升,翟雨农,李小强.飞机复合材料结构少无应力装配方法研究与应用进展[J].航空制造技术,2017,60(9):30-34.
 - [5] 张秋月.飞机复合材料结构装配压紧力大小与布局的优化[D].南京:南京航空航天大学,2019.
 - [6] 周天一.基于测量的复合材料垂尾装配技术分析[D].沈阳:沈阳航空航天大学,2019.
 - [7] 王焱.考虑复合材料柔性件纤维铺放角度误差的装配偏差分析[D].南京:南京航空航天大学,2017.
 - [8] 周梦倩.面向回弹偏差的复合材料升降舵装配公差分析方法研究[D].上海:上海交通大学,2019.
 - [9] 邓向阳.大型薄壁结构柔性装配的容差分配方法建模及应用[D].上海:上海交通大学,2018.
 - [10] 李云勇.大型薄壁结构装配偏差场传递模型及特性研究[D].上海:上海交通大学,2019.
 - [11] 苏成阳.飞机柔性件装配偏差分析系统研究与开发[D].南京:南京航空航天大学,2018.
 - [12] 杨浩然,安鲁陵,黎雪婷.飞机结构中柔性件装配偏差分析与控制研究进展[J].航空制造技术,2021,64(4):30-37.
 - [13] 肖欢.基于T-Map的飞机部件交点对接装配公差建模与协调分析[D].南昌:南昌航空大学,2018.
 - [14] 张玮.基于夹具定位补偿的飞机柔性件装配偏差控制方法[D].南京:南京航空航天大学,2017.
 - [15] 贺鹏.基于三维数模的关键特性构建及可视化研究[D].南京:南京航空航天大学,2014.
 - [16] 赵爽,谢石林,邓正平,等.基于装配过程的关键特性识别与控制方法研究[J].航空制造技术,2016,59(8):56-59.
- LI Yunyong. Modeling and characteristic of deviation field propagation for the assembly of large thin-walled structures[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2019.
- SU Chengyang. Research and development of assembly deviation analysis system for aircraft flexible parts[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018.
- YANG Haoran, AN Luling, LI Xueting. Research progress on analysis and control of assembly deviation of flexible parts in aircraft structures[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(4): 30-37.
- XIAO Huan. Tolerance modeling and coordination analysis of intersection docking assembly of aircraft components based on T-Map[D]. Nanchang: Nanchang Hangkong University, 2018.
- ZHANG Wei. Control method of assembly deviation of aircraft flexible parts based on fixture positioning compensation[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017.
- HE Peng. Research on key characteristics construction and visualization based on three-dimensional digital model[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014.
- ZHAO Shuang, XIE Shilin, DENG Zhengping, et al. Research on key characteristics identifying and controlling method based assembly process[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2016, 59(8): 56-59.

- [17] 蔡君, 赵罡, 于勇, 等. 基于点云和设计模型的仿真模型快速重构方法[J]. 浙江大学学报(工学版), 2021, 55(5): 905-916.
- CAI Jun, ZHAO Gang, YU Yong, et al. A rapid reconstruction method of simulation model based on point cloud and design model[J]. Journal of Zhejiang University (Engineering Science), 2021, 55(5): 905-916.
- [18] 毛喆. 飞机装配几何特征三维测量模型构建技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020.
- MAO Zhe. Research on the construction technology of three-dimensional measurement model of aircraft assembly geometric characteristics[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020.
- [19] 李现坤. 基于数字化测量的复材整体壁板定位技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017.
- LI Xiankun. Research on positioning technology of composite integral wallboard based on digital measurement[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017.
- [20] 罗振伟, 梅中义. 基于测量数据的飞机数字化预装配技术[J]. 航空制造技术, 2013, 53(20): 99-102, 108.
- LUO Zhenwei, MEI Zhongyi. Aircraft digital preassembly technology based on measured data[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013, 53(20): 99-102, 108.
- [21] MUELANER J, MAROPOULOS P. Design for measurement assisted determinate assembly (MADA) of large composite structures[J]. Journal of the Coordinate Metrology Systems Conference, 2010, 5(2): 18-25.
- [22] MAROPOULOS P G, MUELANER J E, SUMMERS M D, 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): 621-633.
- [23] YANG Y, JIN Y, PRICE M, et al. Gap volume prediction for aircraft wing assembly[J]. Procedia Manufacturing, 2021, 54: 227-232.
- [24] 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.
- [25] ARISTA R, FALGARONE H. Flexible best fit assembly of large aircraft components. airbus A350 XWB case study[C]// Proceedings of IFIP International Conference on Product Lifecycle Management. Cham: Springer, 2017.
- [26] 窦亚冬. 飞机装配间隙协调及数字化加垫补偿技术研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2017.
- DOU Yadong. Research on aircraft assembly clearance coordination and digital pad compensation technology[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2017.
- [27] 易扬, 冯锦丹, 刘金山, 等. 复杂产品数字孪生装配模型表达与精度预测[J]. 计算机集成制造系统, 2021, 27(2): 617-630.
- YI Yang, FENG Jindan, LIU Jinshan, et al. Model expression and accuracy prediction method of digital twin-based assembly for complex products[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2021, 27(2): 617-630.

通讯作者: 赵安安, 研究员级高级工程师, 研究方向为大型飞机数字化制造技术。

Research and Application of Digital High Performance Assembly Coordination Technology for Aircraft Composite Main Bearing Structure

YANG Yapeng^{1,2}, ZHAO An'an¹, DU Kunpeng¹, PENG Yun¹, LI You¹, GUO Feiyan³

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

2. Zhejiang University, Hangzhou 310058, China;

3. University of Science and Technology Beijing, Beijing 100083, China)

[ABSTRACT] In order to meet the requirements of high-precision, low-damage, low-stress assembly performance and technical indicators of the composite main bearing structure of the new-generation large aircraft, this paper takes the coupling analysis and control of various key features of the product as the design clue, takes the engineering application research as the main line, and systematically expounds the digital high-performance assembly coordination technical system with key feature identification, tolerance simulation analysis, deformation prediction in assembly process, pre-assembly analysis of measured data and high-precision assembly compensation as the main technical paths. Taking the assembly of a typical composite outer wing box as the object, the above method is applied to a complete whole-process engineering application research and experimental verification, which solves the problems of assembly coordination and product compensation strategy design of the composite outer wing box components. The product assembly quality meets the design requirements.

Keywords: Composite main bearing structure; Aircraft assembly coordination; Assembly key characteristic; Three-dimensional process tolerance; Deformation in assembly process; Digital pre-assembly analysis

(责编 逸飞)

引文格式: 郭飞燕, 张硕, 苏安东, 等. 面向直升机装配生产线虚拟运行的多源数据感知与融合应用技术[J]. 航空制造技术, 2024, 67(16): 32-45.

GUO Feiyan, ZHANG Shuo, SU Andong, et al. Multi-source data perception and fusion application technology for virtual operation of helicopter assembly production line[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2024, 67(16): 32-45.

面向直升机装配生产线虚拟运行的 多源数据感知与融合应用技术

郭飞燕¹, 张硕¹, 苏安东², 张俊起³, 肖庆东², 鲍强伟¹

(1. 北京科技大学, 北京 100083;

2. 中国航空制造技术研究院, 北京 100024;

3. 航空工业昌河飞机工业(集团)有限责任公司, 景德镇 333002)

[摘要] 针对直升机装配生产线中存在的数据来源繁多、描述形式不统一、利用率低等问题,对直升机装配生产线运行过程中的多源数据感知与融合应用技术进行研究。首先,定义生产线运行中的多源数据感知与融合技术内涵及其整体框架,包括生产线多源数据采集系统构建、多源数据融合技术构建、装配过程多源数据分析预测模型构建,以及生产线多源数据分析应用模块;其次,采用标准化的生产物联、基于本体的语义描述与基于多源数据的质量映射等方法,为实际装配生产线多源数据的感知与融合提供可行的解决方案;最后,阐述上述技术在线生产虚拟运行状态分析、设备使用状态监测和装配质量提升等方面的应用措施,为直升机装配生产线的数字孪生构建与虚拟高效运行提供优质数据基础。

关键词: 直升机装配生产线; 多源异构数据; 数据采集; 数据融合; 数据处理应用

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2024.16.032



郭飞燕

副教授, 博士, 研究方向为航空航天先进装配及连接技术。

随着“中国制造 2025”的推动,以及工业 4.0、智能制造的持续发展,飞机制造过程正朝着智能化、信息化的模式不断转型^[1-2]。作为飞机制造系统的关键环节,装配生产线依据装配工艺流程以一定顺序通过各个工位,其间各类零部件逐步完成安装,通过全部工位后形成完整的产品。在传统的飞机装配生产线中,使用了大量固定工装型架,这种方法在一定程度上保证了装配的稳定性和准确性。但是,随着市场对直升机需求的增大,企业面临提高装配生产效率的迫切需求。因此,先进的飞机数字化装配生产线逐渐成为主流,大量采用数字化、柔性化的硬件工艺装备与数字控制系统,如工业机器人、数控定位器及自动钻铆机等,大幅度提高了飞机的装配质量和效率^[3-5]。

直升机具备可垂直起降、低空飞行、无需起飞跑道等特点,在工业生产、抢险救灾、军事行动等方面发挥着重要作用。为满足不同任务的需求,同一直升机产品通常采用多构型设计^[6],产品的具体配置虽不同,但呈现出具有相似机体结构与不同尺寸的特征,其生产也具有多类型小批量的特点。因此,相较于固定翼飞机,直升机的制造通常具有研产协同、多构型混线生产等特点,其装配产线通常具有更高的复杂性与紧凑性,相应地,在装配现场配备的不同类型装配执行设备与检测设备往往也需具有更强的产品适用性。同时,直升机的型号众多,难以形成线性制造模式,使装配生产现场的设备采集数据分布相对分散,急需一套能集中管理数据的生产线管控系统^[7-8]。随

着赛博-物理系统(Cyber physical systems, CPS)与数字孪生概念在制造业的推广应用,现阶段可通过在虚拟空间中构建直升机装配生产线的信息模型,模拟真实的生产线作业过程,为直升机装配生产中的产线运行优化、设备状态管理和装配质量提升等提供有效的解决方案^[9-11]。

生产线虚拟运行是一种通过计算机模拟和仿真的手段,在实际生产开始之前对生产线进行测试、优化和验证的技术,能在虚拟环境中实时模拟装配生产现场的信息状态,可提前发现潜在的安全隐患和生产瓶颈,降低实际生产过程中设备故障和各工序装配不协调的风险^[12-14]。在直升机装配生产线的运行过程中,涉及众多不同类型的装配执行设备与检测设备,以及生产管控数据、装配排产调度结果、物流配送信息、零部件质量参数、工装设备使用参数、质量检测结果等多源异构数据。上述不同硬件设备与生产执行数据存在着采集困难且不充分、结构多样、描述形式不统一等问题,导致数据融合效率低且难以形成符合统一语法描述的信息集合,在实际装配生产中利用率较低,难以对多装配阶段的产线状态分析与持续优化提供全面而有效的数据支持。因此,为提前发现与预判产线运行过程中存在的问题,并满足装配产线的虚拟运行要求,需对上述多源异构数据的感知和融合技术进行研究。

在产线数据采集方面,当前针对多源数据采集的研究在飞机装配领域已有较多成果。郑守国等^[15]采用数据归一化方式,通过对生产设备数据构成分解、数据分类归纳及COM组件开发,实现了对飞机装配生产过程中设备运行参数和状态参数的统一采集;Guo等^[16]结合阵列天线装配的工艺流程和数据源特点,构建了基于OPC UA的阵列天线装配过程信息模型,以及OPC UA服务器与客户端的可靠通信,实现了装配过程

数据的感知;Fazlollahtabar^[17]在物联网平台上开发基于SCADA的智能控制系统,能够将生产设备的运行状态、工艺参数等数据实时采集并传输到云端,实现实时数据采集和监控,以及对自主装配系统进行工艺配置和重构;王平等^[18]通过OPC(OLE for process control)技术及数据池,对飞机自动化装配生产线的现场设备信息进行及时采集,实现了自动化装配生产线设备的监控与管理,同时为生产线的集成控制以及后续MES系统的集成开发提供数据基础;尤炜焜^[19]研究了自动化产线中机器人、数控机床、PLC等装备的数据采集与处理技术,针对每个设备制定数据采集方案,并利用Photon Server、MVC框架等技术针对性开发了数据库服务器端,实现了数据的统一管理;王硕^[20]利用传感器、RFID(Radio frequency identification)等工业物联网技术以及云计算技术、边缘计算技术等实现对中小型离散制造业企业生产车间生产过程数据的准确实时采集。但上述研究较少涵盖旋翼直升机装配线全场景,以及针对直升机的结构特点所使用的多类型特殊装配设备,比如机身总装对接设备、实心铆钉紧固件自动钻铆设备与抽铆设备、适用于多部件的装配质量检测单元、水密性智能测试设备、多机身段对接交点孔龙门精加工设备,导致直升机关键装配步骤的实时数据难以被充分采集、某些工序数据重复采集等现象经常发生,难以反映整个产线运行过程的真实状态。

在产线多源数据融合方面,当前大部分研究采用基于本体的语义化描述来消除数据概念上的歧义。Bao等^[21]将装配资源和装配过程虚拟化为同一描述框架下的多个信息集,提出基于本体的装配资源和装配过程的建模方法,为装配车间多源异构数据提供基于本体技术和OWL技术的语义化描述方案;Zhao等^[22]在构

建本体时,设计了多核卷积神经网络来获取数据局部特征,并引入了改进的双向长短期记忆网络来弥补卷积神经网络无法获得数据上下文相关信息的不足,实现了多源异构数据的本体构建和映射问题;Wen等^[23]通过对制造过程中的装配工艺、工件、设备、时间、生产能力、操作条件、注意事项和程序等信息的分析,提出面向工艺知识的领域本体,以散热器的生产过程为研究对象实现了制造工艺本体模型的构建;吴秀丽等^[24]针对退役机电产品全生命周期信息数据结构多样化、数据噪声和数据存在歧义等问题,设计了基于分段注意力融合机制的实体关系联合抽取模型,构建了信息统一的数据模型;徐进^[25-26]通过装配设计规范构建了装配设计本体模型,从后缀名为.prt的三维图面档案中实现零件数据获取、零件实体的识别、零件间关系的抽取以及零件知识的融合,将获取的装配数据存入图数据库中构建本体模型;董唱^[27]针对目前缺乏统一的物联网实体资源描述模型的问题,通过列举物联网中的主要概念、关系和约束,提出一种基于本体的实体描述模型IoTEDM。上述研究定义了产线中数据的概念、关系与属性,并能够进行推理,但缺点是大规模本体构建耗时,对复杂的直升机装配生产线适用性有限,难以构建覆盖直升机产线多源数据的顶层概念本体,以及具备数据一致性的产线运行信息模型。

在产线多源数据分析处理方面,Tian^[28]采用基于自注意力机制的批量归一化长短时记忆网络对过程数据进行特征提取,并采用交叉多头自注意力模型设计进行特征融合,充分利用了多源异构信息的相关性和互补性,实现不同模态之间的信息共享和互补,高精度地完成故障诊断任务;Ren等^[29]提出一种新的电力负荷非参数概率预测自适应集成数据驱动方法,从大量历史观测中寻找与

预报条件相似的相关模式,建立了基于共享近邻的相似度度量方法,实现对电力负荷多源异构数据的挖掘和预测;张晓梅^[30]根据对各装配站位现场人员、工时、质量等生产线数据的信息采集,进行统计和分析,评价产线的健康状态与产线运行可靠性,可及时发现并处理潜在问题,实现生产节拍缩短与产能提高;郭飞燕等^[31]构建了基于支持向量机的工装应变和精度预测模型,对采集的大量装配质量实测数据进行分析预测,实现被测工装系统全局应力应变场及关键测点位置精度的准确预测;王赞赞^[32]构建了基于深度学习的装配过程质量预测与装配过程质量控制模型,可预测装配过程中是否会出现装配质量问题以及出现装配质量问题的原因;乔兴华等^[33]开发了先进设备故障预测与快速诊断系统,通过分析设备运行数据可实时了解设备状态、预测设备故障,提高设备利用率、降低维修成本。然而,目前关于多源数据分析的研究较少关注直升机装配站位所具备的时序性特征,难以构建综合各装配过程时间段的数据分析预测模型,对后续阶段装配产能、工序执行率和设备利用率等性能指标的保障支撑力度不足。

针对以上问题,本文解析了直升机装配生产线多源数据感知与融合应用技术的内涵及其构建技术框架,从装配生产线多源数据采集系统构建、多源数据融合技术构建与多源数据分析预测模型等方面出发,阐述了上述技术在虚拟运行过程中产线运行状态分析、设备使用状态监测和装配质量提升等方面的应用措施,为后续数据驱动的直升机装配生产线数字孪生构建与虚拟高效运行提供优质的数据基础。

1 装配生产线多源数据感知与融合应用技术内涵

装配生产线的多源数据感知与

融合应用技术是指利用装配生产线上的各种感知元件和安装于装配执行设备上的传感器,从多个装配工位、工序中收集数据,通过语义融合技术将这些数据整合为一个符合一定描述规则的信息集,并以此为单一数据源,借助数据分析、挖掘技术实现产线运行监测、设备状态监测和装配质量提升等方面的应用,以提高生产效率与质量控制。具体来说,该技术内涵包括以下3个方面。

(1)数据感知与采集。通过产线中装配执行设备、装配检测单元上的数据接口,对直升机装配生产过程中涉及的生产管控数据、工装设备使用参数、质量管理数据等多源异构数据进行感知和采集。利用智能网关通信协议,将数据传送至数据库进行存储,以便后续的数据处理和融合。

(2)多源数据融合。通过本体的语义描述方法,将从不同数据源中采集到的数据进行分析,构建覆盖直升机装配生产多源数据的顶层概念本体。根据装配设备和装配工艺的相关数据,将本体实例化,形成一个综合的数据集,以供后续产线分析或优化使用。

(3)数据分析与应用。对整合后的数据集进行深入分析和应用,涵盖了设备使用状态和产线质量状态监控、产线设备利用率以及产线节拍统计分析等方面。运用人工智能算法等技术手段,从融合得到的信息集

中提取有价值的信息和知识,为装配过程的优化决策提供支撑。

在直升机装配生产线虚拟运作中,产生的数据规模庞大,呈多样化。为充分利用这些数据资源,确保数据采集、存储的完整性和处理的高效性,须执行以下任务。首先,根据直升机装配生产线的特点,从工况、质量和产线运行状态的角度分析装配现场的信息采集需求,通过选择、布局互联感知设备和数据库,建立面向直升机总装生产线的物联感知网络,并对感知的数据进行存储,完成直升机装配生产线多源数据采集系统的构建;其次,综合分析采集的多源数据,以本体为支撑技术构建覆盖直升机装配生产线多源数据的顶层概念本体,实现对产线多源数据统一语法规则的语义描述;最后,考虑到直升机装配过程数据具有时序性特征,构建以长短期记忆网络为基础的多源数据分析预测模型框架,通过各项模型参数和采集的数据对模型训练与验证,实现对装配产线中多源数据的分析预测;后续,结合直升机装配生产线各采集设备的实测数据及装配过程特点,通过直升机装配生产线多源数据采集系统、融合技术以及装配数据分析预测模型的构建,可实现直升机装配生产线多源数据感知与融合在产线运行监测、设备状态监测和装配质量提升方面的应用。上述过程如图1所示。



图1 直升机装配生产线多源数据感知与融合应用技术框架

Fig.1 Application framework of multi-source data perception and fusion technology in helicopter assembly production line

2 直升机装配生产线多源数据感知与融合应用关键实现技术

依据直升机装配生产线多源数据感知与融合应用技术的定义及技术内涵,为实现产线多源数据感知与融合应用,结合图1的技术应用框架,归纳出以下3项关键实现技术:直升机装配生产线多源数据采集系统构建、直升机装配生产线多源数据融合和直升机装配过程多源数据分析预测。

2.1 直升机装配生产线多源数据采集系统构建技术

在直升机装配生产线的运行过程中,获取产线多源数据是进行产线状态分析的基础步骤,数据的质量对分析结果具有决定性影响。为充分和高效地采集直升机装配产线过程的实时数据,借助统一架构的 OPC 生产物联技术从数据采集层、数据传输层、数据服务层3个方面构建了多源数据采集系统。数据采集感知系统架构如图2所示。

2.1.1 数据采集对象

直升机装配生产线分为3个主要部分:部件组装、机身铆装及全机总装。在直升机具体装配过程中,首先,按照设计图纸和工艺要求,借助产线上的工装设备,对旋翼、尾梁、机身框架等部件进行精准装配,以确保各个部件组装的装配精度。接下来,进行直升机的前机身、中机身及尾部

结构的连接。其中,在组装前机身和中机身时,操作人员通常采用框梁铆接方式,而尾部结构与中机身则采用法兰螺接方式,进而组装出完整的机身结构。最后,借助工装设备,将已完成部件组配和机身铆装的各个部分进行整合,形成一个完整的直升机。该产线包含多个生产环节,每个环节都涉及大量的工装执行设备和检测设备,需对直升机各个设备进行调试和测试,确保正常运行。根据对直升机装配过程的分析,其产线采集数据主要是来自产线上的装配设备使用过程监测数据、质量控制数据和生产运行数据3类。

(1) 装配设备使用过程监测数据:针对生产线中的对接、精加工、钻铆与抽铆等设备的使用过程,进行装配过程的数据监测记录,包括设备的工艺参数、设备站位、故障和异常数据等信息。

(2) 质量控制数据:获取部件质量智能检测单元、水密性智能测试等设备的检测结果,明确生产线运行过程中的产品装配过程质量信息,如检测设备参数、设备运行状态、装配质量检测结果,以及装配质量检测的具体时间与周期等相关数据。

(3) 生产运行数据:针对产线中各执行设备、检测设备的执行情况,详细记录生产线上每一工序执行信息,如工序的启动时间、结束时间、执

行时长、工序状态,以及工序之间的衔接情况。

结合生产实际,本文中直升机装配生产线中所涉及的设备主要包括装配执行与质量检测两类,具体设备及其相关数据的属性描述如图2所示。生产线运行过程中需采集的设备信息主要包含:设备运行状态类信息(如交点孔龙门式精加工系统中的启停状态、各轴转速等)、生产工艺参数实际值(如机身总装数字化对接装配系统中的各运动轴调整量与调姿轨迹等)、报警类信息(如设备的故障和异常数据)和设备工作模式等。

2.1.2 数据采集系统

针对直升机结构智能装配生产线中异构异质网络的数据源多样等问题,对于上述多源异构数据的通信接口的规定,通过采集接口的设计、通信规约的制定及服务器架构的规划,运用基于物联网的数据研究方法和理论,包括数据采集、数据存储等,打通各专业类设备和数据的互联互通,实现数据的可视化展示。直升机装配生产线包含了大量装配设备、钻铆设备、智能检测设备等,为实现产线数据的信息集成,本文将采用统一的工业控制系统通信接口标准 OPC,从数据采集层、数据传输层和服务层构建直升机数据采集网络系统。

在数据采集层,主要通过产线中装配执行设备、装配检测单元上的数

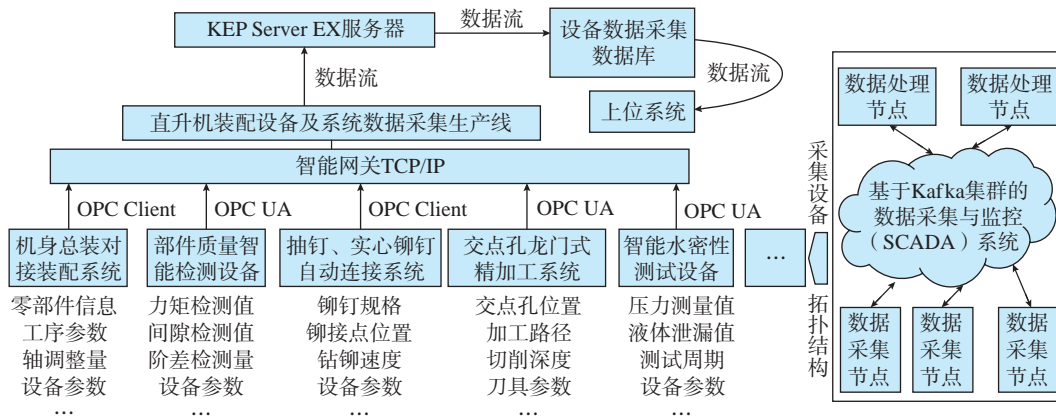


图2 生产线运行数据采集感知系统架构

Fig.2 Framework of production line operation data acquisition and perception system

据接口进行各设备的数据采集。直升机装配生产线中涉及的机身总装对接设备、实心铆钉紧固件自动钻铆设备与抽铆设备、部件质量检测单元、水密性智能测试设备、多机身段对接交点孔龙门式精加工设备等工作位配备智能化设备均自带 SCADA 系统,可将产线中设备加工的数据按照设定的方式自动采集到系统内部,并最终留有设备接口(如以太网口、串口)以供生产数据读取。此外,考虑到 SCADA 系统在多源异构数据采集时的可扩展性、通用性存在不足,引入 Kafka 消息分发模型作为 SCADA 系统的数据传输和缓冲的中间件,可同时运行多个针对不同数据协议的数据处理节点,在一个数据处理节点崩溃以后,相关的数据会由其他数据处理节点进行处理。在实际采集过程中,首先根据产线采集数据的不同类型,在 Kafka 中创建数据的集群分类,比如在某时间点上机身总装数字化对接装配系统的工序数据或者操作日志等。通过数据采集节点将从产线工装设备终端中采集到的数据封装成消息,发布到相应的 Kafka 集群并将数据转发到数据处理节点进行处理,最后加载到 SCADA 系统。

在数据传输层,针对采集层中不同的待测设备进行通信并获取的相关数据,采用读取服务与订阅服务,以数据包的形式将数据传输到监控系统或其他应用程序中,实现数据在不同设备及系统间的传输。当采用 OPC 协议进行数据传输时,除了数据本体外还需传递数据的语义信息,这会对传输负载增加新的压力。考虑到数据传输负载取决于数据包的大小及单位时间内收发的数量,可从数据包大小及产生频率两方面进行优化以减少传输负载。

在数据包大小方面,从设备传输到服务端的庞大数据量会导致传递网络时延增加。因此,为保证传输的高效可靠,对体积大的数据采用边缘

计算技术,在边缘端对数据进行分析处理后进行传输,避免对传输线路造成巨大负载。

在数据包产生频率方面,可适当动态增大订阅的时间间隔,以牺牲一定实时性的代价来降低传输负载;反之,在少量设备工作时可提高发布频率以获得更好的实时性,但传输负载较大。具体地,为实现传输流量的压缩,需把获得语义的数据进行分类。根据数据的更改频率将其分为静态数据和动态数据,将在工作过程中不更新或者更新频率极低的数据定为静态数据,如交点孔龙门式精加工设备的识别号、刀具规格与机床工艺参数等;将在工作过程中频繁变更的数据定为动态数据,如交点孔龙门式精加工设备中的各运动轴调整量与调姿轨迹等。对于静态数据,仅需在采集设备系统与服务器建立连接后传输一次即可,采用有效信息占比更高的读取服务;对于动态数据,需采集设备系统与服务器之间不断传输数据,如果采用读取服务,服务器需要不停发送读取请求,而采集系统设备将对每个请求进行回应。无论采集设备系统内的数据有无发生改变,服务器询问的信息都将持续地封装入读取应答报文中,并传递给服务器。当设备数据没有发生改变时,将多次重复传递相同数据,导致传输资源的浪费,因此可采用订阅服务以降低对传输线路的负载。

在数据服务层,针对直升机装配生产线的特性,采用 KEP Server EX 系统作为数据采集 OPC 服务器连接各类设备,如机身总装对接设备、部件质量检测单元等,并采用标准的 OPC UA、OPC Client 等通信协议将采集到的数据进行格式转换;此后,载入 OPC 信息库对外发布数据后,外部应用可通过 OPC 协议访问设备信息后获取数据,可便于其他软件进行数据处理和监控。但在服务端连接设备获取数据时,由于直升机产线

中设备众多,服务端需与多个设备相连接以采集信息(整体连接情况如图 2 所示),在这种连接模式下,需在服务端手动连接所有设备,整体工作量非常庞大。为降低连接复杂度,采用 KEP Server EX 系统中的聚合服务器,在其地址空间内创建与设备服务器数量对应的节点后,配置若干个客户端连接设备服务器,将其中的信息映射到聚合服务器对应的设备节点下,再由 KEP Server EX 系统统一向外提供产线的硬件设备运行信息。此外,KEP Server EX 系统还自带数据存储插件(Data logger),不仅可供用户自定义装配产线数据采集的变量与采集周期等参数,还提供了访问 SQL 数据库的接口,自动实现采集数据的批量写入数据库,便于上位系统后续的读取和分析统计。

KEP Server EX 系统在直升机装配产线中的具体应用过程如下。在总控机中运行聚合服务器,并通过聚合服务器的多个客户端访问产线中各个设备的服务器,将所访问的节点映射在总控机聚合服务器的地址节点中。当客户端需要获取产线数据时,通过访问聚合服务器获取的设备数据节点标识符定位所需节点并获取其中的数据,此时仅需配置一次与聚合服务器的连接即可获取产线中各设备的数据。

综上,通过分析直升机智能装配生产线中多源动态数据信息,综合运用工业物联网等技术实现对产品装配过程中作业状态、设备状态等相关信息的全方位获取及建模,后续通过数据语义化描述技术对数据进行表征以实现产线数据融合。

2.2 直升机装配生产线多源数据融合技术

为解决直升机装配产线中大量不同来源、不同类型数据所带来的异构性问题,本节对直升机装配生产线中涉及的装配设备、装配工艺、站位及产能控制数据进行本体模型构建,

从实体的位置信息类、状态信息类、时间信息类、行为信息类、事件信息类和历史信息类6个方面对直升机产线多源数据实体进行描述,然后通过 Protégé 软件构建本体模型,实现多源数据的融合,并根据实际生产场景完成实例化后把它处理为 JSON 格式文件并输出,为直升机装配生产线的数字孪生构建与虚拟运行提供充分的数据基础,具体流程如图3所示。

2.2.1 本体模型构建过程

直升机装配生产线中的信息包含大量的逻辑关系,且有丰富的属性描述,为保证装配车间中的多源异构信息在建模、交互、存储等过程中保持准确性和解释性,本文选用本体语言对直升机装配生产线数据进行语义层面的详尽描述,并基于数据特性明确界定相关属性,对生产线中装配车间的信息进行系统化建模。根据语义化建模语言的发展历程,制造业常用到的语义化建模语言主要有 XML (eXtensible markup language) 和 OWL (Ontology web language)。XML 语言可在不兼容系统间交换信息,以纯文本统一格式储存,能通过

文本标记实现语义化标注,但无法很好地描述对象之间的关系属性,且解析方式不统一。而 OWL 语言具备较强的扩展性,能够描绘各领域对象及属性,包括复杂的关系描述性词汇,适合具有复杂的对象、属性和关系的系统进行建模;此外,通过构建层次结构可描述直升机装配生产线中可能存在的多源异构信息及复杂关系,使得知识表达更加清晰,便于知识的扩展、推理和复用。

在直升机装配生产线本体模型构建过程中,首先列举出本体模型中的概念类,并定义其类之间的关系。直升机产线本体模型,主要分为装配设备、装配工艺、站位及产能控制4类,其中装配设备主要包括装配执行设备和质量检测设备,装配工艺信息通常包括装配任务和装配工序。通过对直升机产线上各设备的作用、采集数据及装配工艺信息的分析,得到本体模型描述的对象是实体,主要是指产线中用到或涉及的装配设备。装配工艺信息中的装配工序承载了大部分的信息描述任务,包括对装配设备、各工序装配任务、装配动作等

要素的建模。本文以装配工序信息的建模为主要研究对象,进行后续对象属性定义和数据属性定义,辅以装配任务和装配设备的各项描述属性建模及各类的关联关系,实现装配工艺本体模型的构建。其中,位置信息类用来描述设备实体在产线中所在位置,包括在装配车间中的相对站位和绝对坐标;状态信息类用来描述产线中设备实体的工作状态,包括待机状态、正常运行状态等各个方面;动作信息类用于描述实体中执行设备在装配过程中的操作内容,该操作信息可控制执行设备的运行;事件信息类在设备实体的装配过程中用于收集和传递相关事件的通知;历史信息类在装配过程中用于记录设备实体的具体时间和所执行的操作,直升机装配生产线本体模型中的概念类汇总如表1所示。

其次,定义概念类的属性,包括对象属性和数据属性。在本体模型构建过程中,对象属性是一个关键概念,用于描述不同概念类实例间的关系。在直升机装配生产线本体模型中存在的对象属性如表2所示。



图3 直升机装配生产线多源数据融合流程

Fig.3 Multi-source data fusion flow chart for helicopter assembly production line

表 1 直升机装配生产线本体模型中的概念类

Table 1 Concept classes in the ontology model of helicopter assembly production line

名称	类型	父类	注释
Thing	class	无	模型中所有个体的集合,所有类的父类
AssemblyLine	class	Thing	直升机装配生产线
Equipment	class	AssemblyLine	设备,实现产品的装配执行和检测等
AssemblyProcess	class	AssemblyLine	装配工艺,装配车间中实际生产过程的描述
AssemblyStation	class	AssemblyLine	装配站位,装配车间中的设备工作位置和工序次序
CapacityControl	class	AssemblyLine	产能控制,装配车间中各个工序的产能计划和调整
Actuator	class	Equipment	执行设备
Detector	class	Equipment	检测设备
AssemblyTask	class	AssemblyProcess	装配任务,整个装配过程中需执行的工作或操作
AssemblyProcedure	class	AssemblyProcess	装配工序,在一个装配工位所执行的一系列操作
Entity	class	AssemblyProcedure	实体类,产线中用到的或涉及的装配设备
Location	class	AssemblyProcedure	位置信息类,描述实体所处的位置信息
Status	class	AssemblyProcedure	状态信息类,描述实体的工作状态信息
Event	class	AssemblyProcedure	事件信息类,实体在装配过程中所涉及的事件
Time	class	AssemblyProcedure	时间信息类,描述实体工作过程的时间信息
Action	class	AssemblyProcedure	动作信息类,描述实体在装配过程中的操作内容
History	class	AssemblyProcedure	历史信息类,实体装配过程中记录的时间和动作等
RelativePosition	class	Location	在装配产线车间的相对站位
GeographicLocation	class	Location	在产线中的绝对坐标位置
AircraftDigitalAE	class	Actuator	机身总装数字化对接装配设备
IntersectHoleGME	class	Actuator	交点孔龙门式精加工设备
AutomaticRDE	class	Actuator	自动化钻铆设备
AutomatedREE	class	Actuator	自动化抽铆设备
PartQualityIDUE	class	Detector	部件质量智能检测设备
WaterIntegrityTDE	class	Detector	水密性智能测试设备

表 2 直升机装配生产线本体模型中的对象属性

Table 2 Object attributes in the ontology model of helicopter assembly production line

名称	定义域	值域	注释
hasEquipment	Entity	Equipment	实体包括产线中所涉及的装配对接、钻铆、检测等执行设备
hasStation	Entity	AssemblyStation	设备实体的装配站位和次序信息
hasCapacityControl	Entity	CapacityControl	设备实体的产能控制信息
hasLocation	Entity	Location	设备实体的位置信息类
hasStatus	Entity	Status	设备实体的状态信息类
hasTime	Entity	Time	设备实体的时间信息类
hasAction	Entity	Action	设备实体的动作信息类
hasEvent	Entity	Event	设备实体的事件信息类
hasHistory	Entity	History	设备实体的历史信息类
observe	History	Action or Event	设备使用历史信息类观察并记录事件和动作信息类
hasAssemblyProcedure	AssemblyTask	AssemblyProcedure	装配任务包括装配工序

在本体模型构建中,数据属性用来描述概念类或个体的位置、日期等具体性质,通常涉及数值、文本或日期等数据类型。直升机装配生产线本体模型中装配工序的部分数据属性如表 3 所示。

根据上述表 1~3 列出的直升机

装配生产线本体模型中的概念类、对象属性和数据属性,采用 Protégé 软件创建个本体项目,分别在 Classe Entities、Object Properties、Data Properties 选项里创建类、对象和属性,并通过运行 Onto_Graf 可展示出构建的直升机装配生产线本体模型,

产线本体模型的概念类层次结构如图 4 所示(实线表示概念类之间的继承关系,虚线表示概念类之间的对象属性)。

综上,采用 Protégé 软件构建的直升机装配生产线本体模型具有良好的层次结构和清晰的逻辑关系,可为后续的数据分析、推理和应用提供坚实的基础。在实际应用中,还可根据需求对本体模型进行扩展和调整,以适应不断变化的装配线环境和需求。

2.2.2 实体实例化描述

为确保在后续过程中能够便捷地交换和存储本体模型中的实体描述信息,描述应采用统一的格式化语言。XML 与 JSON 作为当前广泛应用的资源描述语言,各自具备独特优势。直升机装配生产线涉及的装配数据繁多,而 JSON 相较于 XML 具有更轻量化的特点,它所占存储空间较小且网络传输效率更高,能够按照直升机装配生产线本体模型阐述产线实体信息,因此本文采用 JSON 格式对产线本体模型进行实例化阐述。对产线中机身总装数字化对接装配设备的实例化描述如图 5 所示。

通过上述描述可知,机身总装数字化对接装配设备的 JSON 数据包内含设备位置和用途简要描述、当

表 3 直升机装配生产线本体模型中装配工序的数据属性

Table 3 Data attributes of assembly process in the ontology model of helicopter assembly production line

名称	定义域	值域	注释
entity_id	Entity	xsd: anyURI	产线中各设备实体的唯一编号
entity_name	Entity	xsd: string	产线中设备实体的名称
entity_type	Entity	xsd: string	产线中设备实体的类型
entity_describe	Entity	xsd: string	产线中设备实体的概述
Status_id	Status	xsd: anyURI	设备运行过程中设备测量的状态编号
Status_working	Status	(0,1)	工作状态,(0/停止工作,1/正常工作)
Status_describe	Status	xsd: string	设备工作运行状态的概述
Status_unit	Status	xsd: string	设备检测测量得到结果单位
Status_value	Status	xsd: float	设备检测测量得到结果值
Relative_position	Location	xsd: string	实体在生产车间里的站位
coordinate	Location	xsd: float	实体在产线布局中的坐标位置
Action_id	Action	xsd: anyURI	工装设备执行操作的编号
Action_describe	Action	xsd: string	工装执行设备操作的大致概述
Action_input	Action	xsd: string	工装执行设备输入调整参数
Action_output	Action	xsd: string	工装执行设备输出调整参数

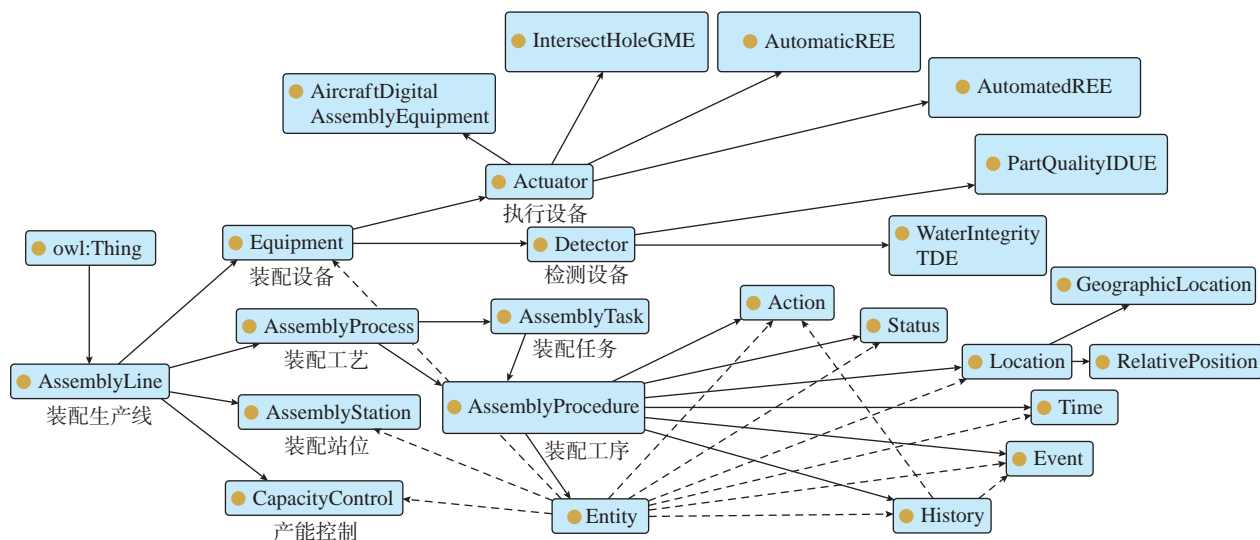


图 4 使用 Protégé 软件构建的直升机装配生产线本体模型

Fig.4 Ontology model of helicopter assembly production line constructed by Protégé software

前工作状态、设备操作(如开启和关闭),以及正在进行的事件等信息。

2.3 直升机装配数据分析预测模型构建技术

直升机装配过程涉及众多复杂的装配执行设备,每个设备都有大量的参数需监控和调整。这些数据数量庞大且相互关联,任何一个参数的变化都可能影响到整条产线的装配效率与装配质量。为实现直升机装配过程数据的分析预测,本文构建了

直升机装配过程数据分析预测模型,并通过网络训练方法对模型进行训练与合理性验证,为直升机装配过程数据分析预测提供了有力依据,其构建流程如图6所示。

2.3.1 基于LSTM的装配数据分析预测模型构建

针对实时采集的运行数据,分析装配产线运行过程中质量超差、设备停机、操作水平等扰动因素,通过对装配实测数据和装配工序分析获取

时序序列样本集,建立装配数据分析预测模型,该模型根据直升机装配生产线的装配过程信息,预测出当前装配工序能达到的最优性能指标,包括装配合格率、工序执行率、设备利用率等,并结合装配现场当前的状态信息预测装配过程下一阶段的状态。

在构建预测模型时,首先根据直升机装配过程数据具有的时序性特征,收集直升机装配相关的数据,包括装配时间、装配工序和装配设备信息等。将数据按照一个时间窗口的大小划分为多个序列样本,每个样本包含一段时间内的连续数据。通过序列化的数据构建以长短期记忆网络(Long short-term memory, LSTM)为基础的直升机装配过程数据分析预测模型,在LSTM层应用适当的激活函数和损失函数来进行训练;其次,确定预测模型的输入与输出,输入层是装配时间、装配工序和装配设备信息等实测数据,输出层是当前装配产线运行的装配合格率、工序执行率和设备利用率等性能指标预测结果。此外,从激活函数、损失函数及网络训练方法3个方面对LSTM模型进行设计。激活函数作为神经网络最重要的组成部分之一,其主要作用是激活或者抑制神经元状态的组件,提高神经网络的非线性学习能力。装配生产线数据较复杂,因此选择综合性能更好的ELU函数作为LSTM质量预测模型的激活函数。使用模型进行预测时,其预测值与真实值之间存在着一定的误差,也就是损失值,而用来衡量这种误差的函数就是损失函数。损失函数值是非负的,损失值越小,表示该模型越稳定。本文研究的是装配生产线装配数据分析预测问题,属于回归类问题,因此选择均方根误差作为后续模型损失函数的构建基础。神经网络模型的训练过程核心在于对模型内部的参数进行优化,其参数好坏的衡量标

```
public class dsime {
    {
        "Entity":{
            "entity_id": "/Onto/Actuator/AircraftDigitalAssemblyEquipment/Entity/0001",
            "entity_name": "机身总装数字化对接装配设备 0001",
            "entity_type": "AircraftDigitalAssemblyEquipment",
            "entity_desc": "机身总装数字化对接装配设备,用于控制机身的装配调整" },
            "Location":{
                GeographicLocation:{
                    "longitude":117.4,
                    "latitude": 41.6 },
                RelativePosition:{
                    "relative_position": "1号机身位" } },
            "Status":{
                "working_status":1,
                "status_id": "/Onto/Actuator/AircraftDigitalAssemblyEquipment//Status/0001",
                "status_value":0,
                "status_unit": null,
                "status_desc": "机身总装数字化对接装配设备0001处于关闭状态" },
            "Action":{
                "action_id": "/Onto/Actuator/AircraftDigitalAssemblyEquipment/Action/0001",
                "action_input": "{ 'id': '/IoA/Onto/Actuator/AircraftDigitalAssemblyEquipment/Entity/0001', 'order': 'open' }",
                "action_output": null,
                "action_desc": "打开机身总装数字化对接装配设备0001",
                {
                    "action_id": "/Onto/Actuator/AircraftDigitalAssemblyEquipment/Action/0002",
                    "action_input": "{ 'id': '/Onto/Actuator/AircraftDigitalAssemblyEquipment/Entity/0001', 'order': 'close' }",
                    "action_output": null,
                    "action_desc": "关闭机身总装数字化对接装配设备0001" },
            "Event":{
                "event_id": "/Onto/Actuator/AircraftDigitalAssemblyEquipment/Event/0001",
                "event_desc": "机身总装数字化对接装配设备打开了,正在输调整",
            "History":{
                "history_id": "/Onto/Actuator/AircraftDigitalAssemblyEquipment/History/0001",
                "history_time": "2023-11-07 09:00:00",
                "history_desc": "打开机身总装数字化对接装配设备0001",
                {
                    "history_id": "/Onto/Actuator/AircraftDigitalAssemblyEquipment/History/0002",
                    "history_time": "2023-11-07 09:01:00",
                    "history_desc": "机身总装数字化对接装配设备0001打开了,正在输调整" },
            }
        }
    }
}
```

图5 直升机装配生产线本体模型中的实例描述

Fig.5 Example description in the ontology model of helicopter assembly production line

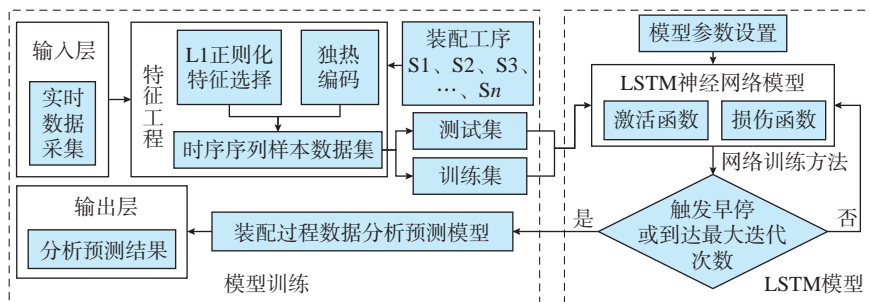


图6 直升机装配过程质量数据分析预测模型构建

Fig.6 Helicopter assembly process quality data analysis and prediction model construction

准是损失函数的大小,损失函数越小说明参数越优。参数经过不断迭代使得损失函数的值达到模型允许的误差范围时,完成参数的选择。在模型中寻找最优参数的方法一般是使用梯度下降算法,梯度下降算法的执行质量直接关联着损失函数的值能否被有效优化至尽可能低的水平,以及能否尽快找到最优的参数。本文采用梯度下降参数优化过程中的 Adam (Adaptive moment estimation) 算法,具有自适应学习率的特性,并可自动调整每个参数的学习率。对于直升机装配生产线这样的复杂系统,不同参数可能具有不同的梯度,采用自适应学习率可更有效地调整每个参数的更新步长,从而提高训练的效率。

2.3.2 模型训练方法

在开始模型训练之前,需明确模型输入和输出,并进行必要的数据处理,以确保模型能够有效地学习数据。本文中模型的输入层为装配时间、装配工序和装配设备信息等实测数据,输出层是当前装配产线运行的装配合格率、工序执行率和设备利用率等性能指标预测结果。在模型输入的方面,直升机装配过程中有大量数据影响着装配质量,但是这些数据针对不同预测结果的影响因素的权重不同,如果权重较小的影响因素太多会使算法模型的准确率受到影响,同时还可能出现“维度灾难”问题。因此,需从众多影响因素中找出影响因子较大的因素。使用 L1 正则化来选择权重较高的影响因子,即确定模型特征数量。首先,从采集得到的数据中分析获取各工序执行时间下的时序序列样本集,并分为训练集和测试集,从训练集中抽取不同的子集,其中每个子集都包含一部分训练集特征,且每个子集中的特征可重复;其次,对每个子集进行 L1 正则化特征选择从而得到多个特征子集;最后,求出这些特征子集的交集即为

最终选择出来的关键影响因子。如在模型输出的装配质量问题预测方面,直升机装配过程质量问题主要是装配体之间装配阶差、装配间隙和装配应力值过大等。为能使 LSTM 数据分析预测模型进行更好的学习训练,可采用独热编码把质量问题按照其种类转换成计算机易于处理的二进制向量形式,如装配体间的装配阶差过大为 0001、装配间隙过大为 0010 等。当数据处理完成之后,需把处理之后的数据作为样本数据,使用 Adam 算法对参数进行优化。进而,将时序序列样本数据分为训练集和测试集,用于构建产线数据分析预测模型的训练。若该模型的损失函数呈现快速下降并趋于收敛,同时测试集和训练集的数据变化趋势相近,可判定 LSTM 预测模型构建较合理。通过对构建的产线数据分析预测模型进行训练,为后文中的多源数据应用奠定基础。

综上,通过装配数据分析预测模型,基于当前装配工序最后时刻装配执行状态信息,预测装配过程下一阶段可能出现的状态及装配性能指标值,包括装配合格率、工序执行率和设备利用率等。通过对装配工艺方法、测量方法、资源配置和布局、内部规则和外部环境的调整,能够改善装配过程的性能指标。

3 直升机装配生产线多源数据融合应用技术方案

根据直升机装配生产线的各采集设备的实测数据及装配过程的特点,通过对装配生产线多源数据采集系统构建、多源数据融合、装配过程多源数据分析预测模型构建等操作,可实现直升机装配生产线在产线运行监测、设备状态监测和装配质量提升方面的应用。

3.1 直升机装配生产线的产线运行监控应用

根据直升机装配生产线的多源

数据采集系统,感知并获取各个时点下装配生产线上各设备的实测数据。这些数据包括交点孔龙门式精加工系统中设备的启停状态和各轴转速,以及机身总装数字化对接装配系统中各运动轴的调整量和调姿轨迹等。此外,为确保生产进度的实时监控,还需对生产线上的加工进度信息进行实时采集,一方面需采集订单任务编号、装配零件编号、装配零件名称和计划产量等信息;另一方面需采集加工开始时间、计划完成时间和实际加工时间等信息,方便生产管理者实时监控生产现场的加工进度情况。

为有效整合不同数据源的信息,采用直升机装配生产线的多源数据融合技术,确保各类数据的有机融合。在此基础上,对融合后的数据进行分析预测,准确获得各时间段的装配进度相关数据。同时,应用统计过程分析 (SPC) 方法为直升机装配生产线建立一套设备利用率和节拍-产能的分析机制。该机制能够准确反映设备状态,并将分析结果直观呈现出来,以实现直升机装配生产线运行监控。具体来说,首先,在多源数据采集系统支持下,感知并获取机身总装对接装配、交点孔龙门式精加工和部件质量检测等设备的实测数据;并通过多源数据融合技术对多源数据进行融合处理,生成关于装配执行设备数据和质量检测设备数据的标准 JSON 数据包。其次,以产线中各设备处理后的数据为输入,产线某时间段加工进度数据为输出,构建基于 LSTM 的产线运行状态分析预测模型,实现对产线各时间段的加工进度数据的获取。同时,通过统计过程分析法计算设备利用率和生产线的节拍-产能。节拍可通过每小时工序完成数量来计算,产能可通过每小时产量与工作时间进行计算。最后,对各时间段内的设备利用率和生产线的节拍-产能进行分析,并据此汇总形成生产线运行状态的演化趋

势。为更直观地展示这些数据,采用ECharts插件创建设备利用率和生产线节拍-产能等方面的柱状图和折线图进行可视化展示。通过这一系列操作,用户可实现对直升机装配生产线上生产进度的实时监控,并根据监控结果进行灵活的生产任务制定和更改。基于对直升机装配生产线运营可视化的分析,可建立直升机装配生产线的产线运行监控应用框架,如图7所示。

3.2 直升机装配生产线的设备状态监测应用

在直升机装配生产线的运作过程中,确保各装配设备能够稳定工作是生产线正常运行的关键。直升机装配生产线的设备状态监测主要涵盖实时状态监控、运行参数监控及加工时间信息等方面。生产线设备的运行状态监控主要关注生产线上各设备的运行状况,包括停机、待机、空载及正常运行等状态。监控系统通过多样化的通信方式与生产线上的设备进行信息交互,借助构建的数据采集系统获取产线中各执行设备的数据。其次,以设备实时运行参数和设备加工时间参数为输入、设备运行状态为输出,构建基于LSTM的设备使用状态分析预测模型,获取各设备的运行状态信息,这些信息包括设备当前状态、运行时间、程序信息、装配应力、工装坐标和功率等。最后,将分析得到的数据传输至可视化监控平台,使生产管理人员能够及时、准确地了解现场设备运行状况。当监控系统发现工装部件长时间空载时,会发出空载报警并触发关机指令,有效减少加工资源的浪费。直升机装配生产线的设备状态监测流程如图8所示。

在设备异常状态监控与管理方面,当设备出现异常时,系统将激活异常警报,通知操作人员及时处置以确保生产线持续保持安全运行,避免设备异常导致的严重损失。此外,系

统还具备设备故障诊断功能,主要用于记录和分析设备故障。随着工装系统日益智能化,其自身已经具备故障自诊断功能。当工装系统出现故障时,会发出故障警报,以便操作人员据此采取相应措施。鉴于直升机装配生产线上的工装设备种类繁多

且运行异常各有差异,不便于操作人员迅速定位故障原因并采取有效解决措施。因此,后续可通过直升机装配生产线的设备状态监测的结果,整理常见故障及解决方法,构建故障诊断知识库,以协助维修人员迅速处理故障并提升加工效率。

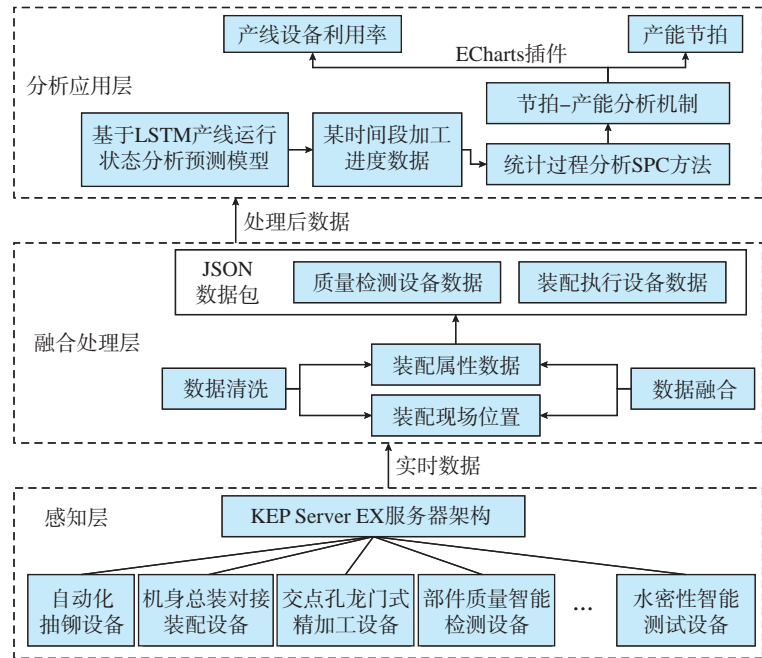


图7 直升机装配生产线的产线运行监控应用框架

Fig.7 Production line operation monitoring application framework of helicopter assembly production line

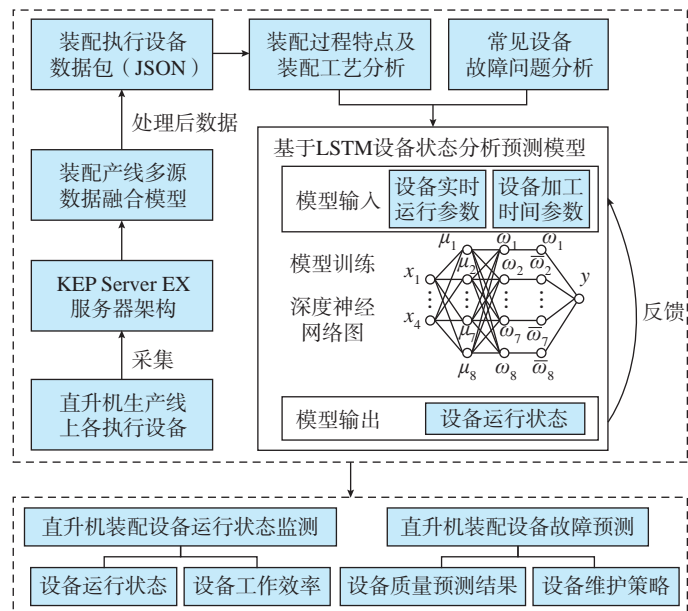


图8 直升机装配生产线的设备状态监测流程

Fig.8 Equipment status monitoring flow chart of helicopter assembly production line

3.3 直升机装配生产线的装配质量提升应用

直升机装配生产线装配质量的有效提升可通过以下操作来实现。首先,针对直升机装配质量数据具有时序性及直升机多阶段装配的特点,分析直升机装配过程并总结其相关特点,同时对直升机装配过程中常见的装配质量问题进行分析,明确预测模型的输入与输出,并构建基于 LSTM 的直升机装配过程质量数据分析预测模型。其次,以直升机装配过程中采集的大量质量检测数据为基础,对模型进行训练。同时结合直升机装配质量数据、专家经验和大数据分析方法,建立装配质量问题诊断知识库。最后,依据质量预测模型的输出结果和装配质量问题诊断知识库的生产控制决策,对直升机的装配过程进行控制来确保装配质量的稳定性与一致性,如图 9 所示。

具体而言,直升机装配质量提升的核心可分为装配质量预测与控制两个方面。直升机装配质量预测主要是以直升机装配过程中产生的大

量质量检测数据为基础,判断质量是否达标,以及确定不合格的类型。首先,采集系统对收集到的直升机装配质量数据进行预处理,然后选取关键质量特性的样本数据,利用 Adam 算法寻找最优参数。其次,构建完整的直升机装配质量预测模型,对新收集到的关键质量特性样本数据进行分析,并输出产线装配质量的预测结果,为后续质量提升提供依据。

直升机装配质量控制主要根据装配质量预测结果对装配质量异常情况采取相应措施,进行改进和优化。在预测直升机装配过程中存在潜在质量问题时,分析各项要素数据对装配质量的具体影响程度。随后,依据分析结果,系统化地整理形成关于质量问题及其详细分类的清单数据。结合直升机装配质量数据、专家经验和大数据分析方法,建立一个直升机装配质量问题诊断知识库,其中包括质量问题的具体原因、应急解决方案及针对性的处理措施。直升机装配过程质量控制系统将以装配质量预测系统预测结果和装配质量问

题诊断知识库为输入,清晰地呈现与该问题相关的因素和处理措施,为相关人员提供可视化界面和较强的可解释性,这将有助于在后续的直升机装配过程中提升装配质量。

4 结论

针对直升机装配生产线中存在的数据来源繁多、描述形式不统一、利用率低等问题,对面向直升机装配生产线的多源数据感知与融合应用技术进行了研究。首先,分析了装配生产线中的数据采集对象、数据采集设备和数据采集服务架构,构建了基于 OPC 生产物联技术的直升机装配生产线多源数据采集系统;此后,采用基于本体的语义描述方法,从实体的位置信息类、状态信息类、时间信息类、行为信息类、事件信息类、历史信息类 6 个方面对直升机产线多源数据实体进行描述,构建直升机装配生产线的本体模型,并进行实体实例化描述;最后,对飞机装配过程中质量超差、设备停机、操作水平等扰动因素进行分析,根据直升机装配过程数据的时序性特征,构建以 LSTM 为基础的直升机装配过程数据分析预测模型,为直升机装配生产线的运行监测、设备状态监测和装配质量提升提供解决方案。后续将在本文技术方案的基础上,结合直升机装配生产的真实场景,实现生产线多源数据采集系统构建、多源数据融合及装配过程多源数据分析预测,为直升机装配生产线数字孪生构建与虚拟高效运行提供有效且可靠的技术支撑。

参考文献

[1] 孔祥芬,蔡峻青,张利寒,等.大数据在航空系统的研究现状与发展趋势[J].航空学报,2018,39(12):022311.

KONG Xiangfen, CAI Junqing, ZHANG Lihan, et al. Research status and development trend of big data in aviation system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(12): 022311.

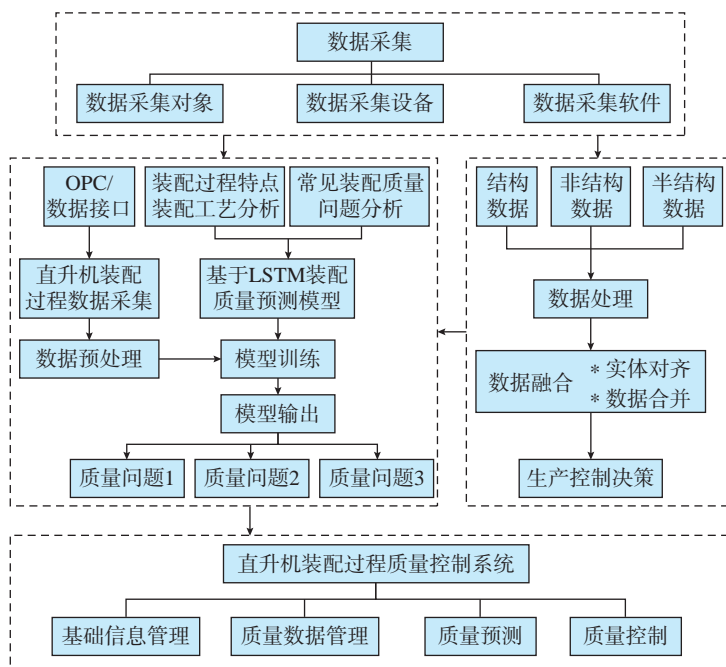


图9 直升机装配生产线的装配质量提升应用流程

Fig.9 Assembly quality improvement application flow chart of helicopter assembly production line

- [2] 张贝贝. 面向工业 4.0 的直升机制造大数据平台的应用研究[J]. 软件工程, 2018, 21(8): 23–25, 18.
- ZHANG Beibei. The application study on the helicopter manufacture big data platform for Industry 4.0[J]. Software Engineering, 2018, 21(8): 23–25, 18.
- [3] 杨国荣, 来云峰, 解安生, 等. 新舟飞机智能化精益生产线构建技术研究[J]. 航空制造技术, 2020, 63(12): 24–30.
- YANG Guorong, LAI Yunfeng, XIE Ansheng, et al. Research on construction technology of intelligent lean production line of MA aircraft[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2020, 63(12): 24–30.
- [4] 裴书梅, 杨根军, 陈军. 飞机总装脉动生产线智能制造技术研究与应用[J]. 航空制造技术, 2016, 59(16): 41–47.
- CHANG Shumei, YANG Genjun, CHEN Jun. Research and application of intelligent manufacturing technology for aircraft final assembly pulsation production line[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2016, 59(16): 41–47.
- [5] 胡秀琨, 张连新. 数字孪生车间在复杂产品装配过程中的应用探索[J]. 航空制造技术, 2021, 64(3): 87–96.
- HU Xiukun, ZHANG Lianxin. Study on application of digital twin workshop in assembly process of complex products[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(3): 87–96.
- [6] 丁雪颂, 徐大森. 轻型直升机装配生产线设计与展望[J]. 直升机技术, 2020(1): 32–37.
- DING Xuesong, XU Damiao. Development and prospect of light helicopter assembly line[J]. Helicopter Technique, 2020(1): 32–37.
- [7] 应征, 王青, 李江雄, 等. 飞机数字化装配系统运动数据集成及监控技术[J]. 浙江大学学报(工学版), 2013, 47(5): 761–767, 781.
- YING Zheng, WANG Qing, LI Jiangxiong, et al. Motion data integration and monitoring of digital assembly system of aircraft[J]. Journal of Zhejiang University (Engineering Science), 2013, 47(5): 761–767, 781.
- [8] 阴艳超, 李旺, 唐军, 等. 数据-模型融合驱动的流程制造车间数字孪生系统研发[J]. 计算机集成制造系统, 2023, 29(6): 1916–1929.
- YIN Yanchao, LI Wang, TANG Jun, et al. Development of digital twin system for process manufacturing workshop driven by data/model fusion[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2023, 29(6): 1916–1929.
- [9] WAN J, YAN H, SUO H, et al. Advances in cyber-physical systems research[J]. KSII Transactions on Internet and Information Systems, 2011, 5(11): 1891–1908.
- [10] 孙元亮, 马文茂, 张超, 等. 面向数字孪生的智能生产线监控系统关键技术研究[J]. 航空制造技术, 2021, 64(8): 58–65.
- SUN Yuanliang, MA Wenmao, ZHANG Chao, et al. Research on key technologies of digital twin-oriented intelligent production line monitoring system[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(8): 58–65.
- [11] 常笑, 贾晓亮, 刘括. 数字孪生与设计知识库驱动的飞机装配生产线设计及应用[J]. 航空制造技术, 2020, 63(20): 20–28.
- CHANG Xiao, JIA Xiaoliang, LIU Kuo. Digital twin and design knowledge library-driven aircraft assembly line design and application[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2020, 63(20): 20–28.
- [12] 郭飞燕, 肖世宏, 肖庆东, 等. 面向性能保障的新一代飞机结构装配质量控制技术[J/OL]. 机械工程学报, 2023. [2023–10–14]. <https://kns.cnki.net/kcms2/detail/11.2187.TH.20230628.1524.132.html>.
- GUO Feiyan, XIAO Shihong, XIAO Qingdong, et al. Structure assembly quality controlling technology oriented to performance assurance for new-generation aircraft[J/OL]. Journal of Mechanical Engineering, 2023. [2023–10–14]. <https://kns.cnki.net/kcms2/detail/11.2187.TH.20230628.1524.132.html>.
- [13] 周飞. 飞机装配过程质量数据深度分析与控制[D]. 沈阳: 沈阳航空航天大学, 2016.
- ZHOU Fei. In-depth analysis and control on quality data during the process of aircraft assembly[D]. Shenyang: Shenyang Aerospace University, 2016.
- [14] 门松辰, 周光辉, 张超, 等. 基于数字孪生的装配误差建模与溯源分析方法[J]. 西安交通大学学报, 2023, 57(1): 175–184.
- MEN Songchen, ZHOU Guanghui, ZHANG Chao, et al. Assembly error modeling and traceability analysis method based on digital twin[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2023, 57(1): 175–184.
- [15] 郑守国, 崔雁民, 王青, 等. 飞机装配现场数据采集平台设计[J]. 浙江大学学报(工学版), 2018, 52(8): 1526–1534.
- ZHENG Shouguo, CUI Yanmin, WANG Qing, et al. Design of field data acquisition platform for aircraft assembly[J]. Journal of Zhejiang University (Engineering Science), 2018, 52(8): 1526–1534.
- [16] GUO X P, LIU L Y, WANG Z X, et al. Research on data collection methods for assembly performance of array antennas in digital twin workshops[J]. Processes, 2023, 11(9): 2711.
- [17] FAZLOLLAHTABAR H. Internet of Things-based SCADA system for configuring/reconfiguring an autonomous assembly process[J]. Robotica, 2022, 40(3): 672–689.
- [18] 王平, 李汝鹏, 邢宏文. 基于 OPC 技术的飞机自动化装配生产线的数据采集[J]. 科技创新与应用, 2021, 11(20): 1–3, 7.
- WANG Ping, LI Rupeng, XING Hongwen. Data collection of aircraft automated assembly production line based on OPC technology[J]. Technology Innovation and Application, 2021, 11(20): 1–3, 7.
- [19] 尤炜焜. 基于虚实融合的自动化产线实时监控系统设计及实现[D]. 武汉: 华中科技大学, 2019.
- YOU Weikun. Design and implementation of real-time monitoring system for automatic production line based on virtual reality fusion[D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2019.
- [20] 王硕. 工业物联网技术在生产数据采集中的应用研究[D]. 唐山: 华北理工大学, 2021.
- WANG Shuo. Application research of industrial internet of things technology in production data collecting[D]. Tangshan: North China University of Science and Technology, 2021.
- [21] BAO Q W, ZHAO G, YU Y, et al. The ontology-based modeling and evolution of digital twin for assembly workshop[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2021, 117(1): 395–411.
- [22] ZHAO W B, FU Z J, FAN T R, et al. Ontology construction and mapping of multi-source heterogeneous data based on hybrid neural network and autoencoder[J]. Neural Computing and Applications, 2023, 35(36): 25131–25141.
- [23] WEN P, MA Y, WANG R. Systematic knowledge modeling and extraction methods for manufacturing process planning based on knowledge graph[J]. Advanced Engineering Informatics, 2023, 58: 102172.
- [24] 吴秀丽, 马隆洲, 向东, 等. 面向

退役机电产品全生命周期的知识图谱统一建模方法研究[J]. 机械工程学报, 2023, 59(7): 52-67.

WU Xiuli, MA Longzhou, XIANG Dong, et al. Research on unified modeling method of knowledge graph towards the full life cycle of decommissioned electromechanical products[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2023, 59(7): 52-67.

[25] 徐进. 基于工业装配关系分析及其知识图谱的研究[D]. 成都: 电子科技大学, 2021.

XU Jin. Research based on the analysis of industrial assembly relations and its knowledge graph[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2021.

[26] 徐进. 面向工业装配的知识图谱构建与应用研究[J]. 计算机科学, 2021, 48(S1): 285-288.

XU Jin. Construction and application of knowledge graph for industrial assembly[J]. Computer Science, 2021, 48(S1): 285-288.

[27] 董唱. 物联网实体描述与搜索技术研究及应用[D]. 南京: 南京邮电大学, 2021.

DONG Chang. Research and application

of entity description and search technology in Internet of things[D]. Nanjing: Nanjing University of Posts and Telecommunications, 2021.

[28] TIAN Y. Fault diagnosis strategy of industrial process based on multi-source heterogeneous information and deep learning[J]. Chemical Engineering Research and Design, 2023, 198: 459-477.

[29] REN S, CHEN D, TAO Y, et al. Intelligent terminal security technology of power grid sensing layer based upon information entropy data mining[J]. Journal of Intelligent Systems, 2022, 31(1): 817-834.

[30] 张晓梅. 基于模型的航空脉动装配生产线关键数字化技术研究[J]. 航空制造技术, 2020, 63(4): 74-81.

ZHANG Xiaomei. Research on key digital technology of aircraft pulsation assembly production line based on model[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2020, 63(4): 74-81.

[31] 郭飞燕, 刘检华, 肖庆东, 等. 数字化装配工装工作状态监测评估及适应性控制技术[J]. 航空学报, 2023, 44(16): 427914.

GUO Feiyan, LIU Jianhua, XIAO

Qingdong, et al. Monitoring and evaluation of working condition and adaptive control technology for digital assembly tooling[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(16): 427914.

[32] 王赞赞. 基于深度学习与知识图谱的变速箱装配过程质量控制方法与应用研究[D]. 合肥: 合肥工业大学, 2022.

WANG Zanzan. Research on the method and application of quality control of transmission assembly process based on deep learning and knowledge graph[D]. Hefei: Hefei University of Technology, 2022.

[33] 乔兴华, 王富强, 刘本刚, 等. 面向飞机智能脉动装配生产线的设备健康管理技术[J]. 机械工程与自动化, 2023(1): 4-7.

QIAO Xinghua, WANG Fuqiang, LIU Bengang, et al. Equipment health management technology for aircraft intelligent pulsating assembly line[J]. Mechanical Engineering & Automation, 2023(1): 4-7.

通讯作者: 肖庆东, 研究员级高级工程师, 研究方向为飞机数字化柔性装配技术及航空专用装备研制。

Multi-Source Data Perception and Fusion Application Technology for Virtual Operation of Helicopter Assembly Production Line

GUO Feiyan¹, ZHANG Shuo¹, SU Andong², ZHANG Junqi³, XIAO Qingdong², BAO Qiangwei¹

(1. University of Science and Technology Beijing, Beijing 100083, China;

2. AVIC Manufacturing Technology Institute, Beijing 100024, China;

3. AVIC Changhe Aircraft Industry (Group) Co., Ltd., Jingdezhen 333002, China)

[ABSTRACT] In response to the problems of multiple data sources, inconsistent description forms, and low utilization in helicopter assembly production lines, research was conducted on multi-source data perception and fusion application technology for helicopter assembly production lines. Firstly, the connotation and overall framework of multi-source data perception and fusion technology in production line operation were defined, including the construction of a multi-source data collection system for production lines, the construction of a multi-source data fusion model, the construction of a multi-source data analysis and prediction model for assembly processes, and the application module for multi-source data analysis in production lines. Secondly, based on the multi-source data from actual assembly lines, we planned to adopt standardized production Internet of things (IOT) technology, ontology based semantic description methods, and multi-source data based quality mapping technology to provide feasible solutions for perception and fusion technology in production lines. Finally, the application measures of the above technologies in virtual operation process, including analysis of production line operation status, monitoring of equipment usage status, and improvement of assembly quality were elaborated, which provided a data foundation for the digital twin construction and virtual efficient operation of helicopter assembly production lines.

Keywords: Helicopter assembly production line; Multi-source heterogeneous data; Data acquisition; Data fusion; Data processing and application

(责编 逸飞)

引文格式:王仲奇,聂晓乐,李佳伟,等.数据驱动的机身对接过程仿真技术研究[J].航空制造技术,2024,67(16):48-58,93.

WANG Zhongqi, NIE Xiaole, LI Jiawei, et al. Research on data-driven simulation technology of fuselage docking process[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2024, 67(16): 48-58, 93.

数据驱动的机身对接过程仿真技术研究*

王仲奇,聂晓乐,李佳伟,王安洋,赵 阳,常正平

(西北工业大学,西安 710072)

[摘要] 针对传统机身对接仿真中理论模型偏差较大、有限元模型消耗时间长等问题,开展数据驱动的机身对接过程仿真技术研究。首先通过虚实融合技术,构建六自由度平台运动学模型和机身-调姿平台位姿转换模型,通过数据交互实现仿真数据实时传输从而驱动虚拟模型,利用测量数据和虚拟模型进行了机身对接仿真,确定了对接过程位姿参数,为调姿平台参数修正提供数据基础。之后为提升数据求解效率,根据求解机身变形的有限元模型,计算出变形量并转化成机身位置变化量,将机身姿态角和位置变化量作为输入输出值构建代理模型,并验证方法有效性。最后开发了机身对接过程仿真系统,以机身试验件的对接过程为例,验证了仿真系统的可行性。

关键词:机身对接;虚实融合;数据驱动;代理模型;系统开发

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2024.16.048



王仲奇

教授,博士生导师,主要研究方向为飞机装配工艺与装备、数字化装配技术、制造业信息化和数字孪生。

* 基金项目:国家自然科学基金(52175450);陕西省自然科学基金基础研究计划(2024JC-YBMS-318);西北工业大学博士论文创新基金(CX2024010)。

飞机大部件对接技术难度大、涉及学科领域多,很大程度上决定了飞机装配最终质量和制造周期^[1]。飞机机身对接是大部件对接的典型环节,使用柔性工装进行位姿调整,通过测量系统对测量点坐标进行位姿计算,根据计算结果使用控制系统驱动机构运动。机身对接过程中的变形会使对接测量点产生偏移,难以快速准确入位,需要反复测量、多次调整位姿,直至完成对接,导致对接效率较低。

虚实相映、以虚控实是数字孪生的主要思想,虚实融合更强调物理系统与信息系统之间的实时交互,可以将现场实测数据引入虚拟模型中,通过实时数据驱动转化为操作指令,调控物理实体实现在线仿真^[2-4]。数据驱动是数字空间虚拟模型控制物理实体的传输通道,很多新型的数据驱动方法近年来被提出,比如面向对象的动态数据驱动^[5]和基于并联长短

期记忆的网络处理^[6]。具有多层次的三维可视化监控虚拟车间^[7]和基于Unity3D建立的数字化车间^[8]实现了车间全流程、全要素的动态监控。黄华等^[9]使用了智能优化算法更新模型做到参数同步。Stojanovic等^[10]提出一种面向多维海量数据的大数据分析方法,对生产流程状态进行预测。目前在机身对接仿真的研究中,主要利用理论模型进行运动过程仿真,将机身视为刚体,难以体现实际对接过程中的机身变形,同时将虚实融合技术应用于机身对接仿真的研究较少。

有限元仿真技术广泛应用于变形计算,但会耗费大量计算时间与资源,利用代理模型技术^[11]可快速计算得到变形数据。目前代理模型在不同场景中被应用, Jiang等^[12]使用有限元法和Kriging模型进行不锈钢316L的激光焊接工艺参数优化; Gaspar等^[13]提出了一种主动优化的

自适应 Kriging 代理模型,来解决随机变量的结构可靠性问题; Zhang 等^[14]基于折叠正态分布的主动学习函数,对自适应截断采样区域进行有效主动学习迭代; 南凯刚等^[15]利用多元线性回归多项式构建代理模型,并利用代理模型进行装配精度预测。综上所述,仿真计算可以预测机身对接中的变形情况,从而进行调整和补偿,代理模型可以提升仿真数据的计算速度,如果应用在机身对接中,可以减少对接过程中测量和调姿频次,提高对接效率。

本文以机身对接过程为研究对象,搭建机身对接仿真环境,实现仿真计算结果与仿真环境、仿真计算结果与实际调姿机构的实时数据传输,进行数据驱动的机身对接过程仿真; 建立机身有限元模型从而得到机身变形值数据,将数据作为输入以构建 Kriging 代理模型并验证有效性; 最后开发了机身对接过程仿真系统,根据机身对接实例进行验证。

1 飞机机身对接仿真

1.1 运动学模型构建

机身对接过程采用六自由度平台作为机身调姿工装,如图 1 所示。该平台结构主要包括上平台、下平台(基座)、电动缸、伺服电机等,在运行时通过改变 6 个电动缸推杆的长度来控制上平台产生不同位置和姿态,以此带动机身完成对接过程。

在已知调姿前和调姿后上平台位姿的条件下,由式(1)可以得到上

平台初始坐标系 $\{O_m\}$ 相对于下平台坐标系 $\{O_r\}$ 的初始旋转矩阵 R_m 与平移矩阵 T_m ; 上平台移动后坐标系 $\{O_i\}$ 相对于下平台坐标系 $\{O_r\}$ 的移动后旋转矩阵 R_i 与平移矩阵 T_i 。

在调姿过程中上平台各铰点相对于上平台坐标系和下平台各铰点相对于下平台坐标系的位置是不变的,其位置矢量表示为

$$\begin{aligned} M_i &= [R \sin \alpha_i \quad R \cos \alpha_i \quad 0]^T \\ F_i &= [r \sin \beta_i \quad r \cos \beta_i \quad 0]^T \quad (1) \\ (i=1, 2, \dots, 6) \end{aligned}$$

式中, R 为上平台半径; r 为下平台半径; α_i 为坐标系 $\{O_m\}$ 内上平台各铰点与 x 轴的夹角; β_i 为坐标系 $\{O_r\}$ 内下平台各铰点与 x 轴的夹角。则初始状态与调姿后上平台铰点相对于下平台的位置矢量分别为

$$\begin{aligned} M_{mi} &= R_m M_i + T_m \\ M_{ri} &= R_i M_i + T_i \quad (i=1, 2, \dots, 6) \end{aligned} \quad (2)$$

因此,六自由度平台初始与调姿后推杆长度 L 分别为

$$\begin{aligned} L_{mi} &= M_{mi} - F_i \\ L_{ri} &= M_{ri} - F_i \quad (i=1, 2, \dots, 6) \end{aligned} \quad (3)$$

则推杆调整量分别为

$$L_{bi} = L_{ri} - L_{mi} \quad (i=1, 2, \dots, 6) \quad (4)$$

在六自由度平台驱动机身运动时,机身位姿与上平台位姿不重合,因此需要根据六自由度平台位姿变化量求解其推杆调整量,根据机身位姿相对于上平台位姿的关系,得到其转换关系。

设机身在全局坐标系下位姿为 $PA_o^c = (x_c, y_c, z_c, \alpha_c, \beta_c, \gamma_c)^T$, 上平台在全局坐标系下位姿为 $PA_o^m = (x_m,$

$y_m, z_m, \alpha_m, \beta_m, \gamma_m)^T$ 。将两个位姿按照平移量 $T = (x, y, z)^T$ 与位姿角 $E = (\alpha, \beta, \gamma)^T$ 两个维度进行分析。

对位姿平移量变化进行分析,若机身与六自由度平台的平移量变化相同且未发生角度改变,即 $T_c = T_m$, $E_c = E_m$; 然后对位姿角度变化情况进行分析,当机身产生旋转变化时,即位姿角 E_c 改变,此时机身平移量 T_c 不改变,而上平台位姿角 E_m 与平移量 T_m 均发生改变,上平台旋转角变化与机身旋转角变化相同,即 $E_m = E_c$, 可推得平移量变化如式(5)~(7)所示,其中, L_1 为机身轴线到六自由度上平台中点的距离, L_2 为机身端面到六自由度上平台中点的垂直距离。

$$PA_c^\alpha = \begin{bmatrix} 0 & -2L_1 \sin^2\left(\frac{\alpha}{2}\right) & L_1 \sin \alpha & \alpha & 0 & 0 \end{bmatrix}^T \quad (5)$$

$$PA_c^\beta = \begin{bmatrix} 2\sqrt{L_1^2 + L_2^2} \sin\left(\frac{\beta}{2}\right) \cos\left(\arctan\left(\frac{L_2}{L_1}\right) - \frac{\beta}{2}\right) \\ 0 \\ 2\sqrt{L_1^2 + L_2^2} \sin\left(\frac{\beta}{2}\right) \sin\left(\arctan\left(\frac{L_2}{L_1}\right) - \frac{\beta}{2}\right) \\ 0 \\ \beta \\ 0 \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$PA_c^\gamma = \begin{bmatrix} L_2 \sin \gamma \\ 2L_2 \sin^2\left(\frac{\gamma}{2}\right) \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ \gamma \end{bmatrix} \quad (7)$$

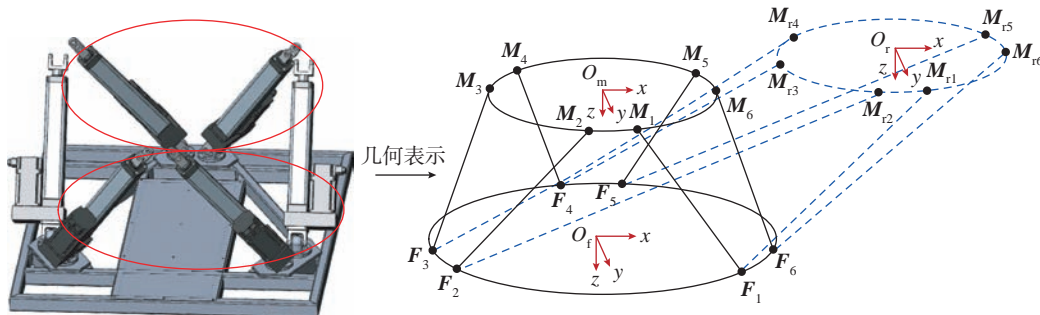


图1 六自由度平台坐标系变换示意图

Fig.1 Schematic diagram of coordinate system transformation for a six-degree of freedom platform

由以上分析可知,在进行六自由度平台平移量计算时,需要将机身位姿转化为上平台位姿,转化公式为 $\Delta PA_o^M = PA_c^\alpha + PA_c^\beta + PA_c^\gamma$ 。

1.2 数据交互与数据驱动技术

1.2.1 数据交互环境搭建

内部交互分为 MATLAB 与 MySQL 的数据交互、MATLAB 与 Unity3D 的数据交互和 Unity3D 与 MySQL 的数据交互;外部交互为虚拟模型与物理实体间的数据交互,具体内容为虚拟模型与双相机测量系统的数据交互和虚拟模型与六自由度平台的数据交互。虚拟模型之间、虚拟模型与物理实体之间的交互关系及其通信协议如图 2 所示。

MATLAB 与 MySQL 的数据交互采用 MATLAB 代码实现数据读取,测试通过后对数据库进行操作;MATLAB 与 Unity3D 的数据交互采用 IP 地址和端口号实现数据接收和传输;Unity3D 与 MySQL 的数据交互在 Unity3D 中添加动态链接库建立链接,进行数据库操作。

虚拟模型与物理实体数据交互,使用双相机测量系统获取数据,将测量坐标值数据导入数据库中,然后读取表中数据使实测坐标数据参与仿

真系统运算;利用 UDP 通信协议将仿真结果传输到六自由度调姿平台,实现数据交互,具体过程如图 3 所示。

1.2.2 数据驱动方法

实现机身对接需要六自由度调姿平台驱动中机身运动完成调姿对接,控制对象为平台 6 个推杆。模型导入 Unity3D 时,需要进行运动副约束实现机构间的联动。约束完成后在 Unity3D 中通过数据驱动虚拟模型进行运动,而要实现运动过程,需先定义 Unity3D 中的坐标系及模型位置表达方式。通过控制 Position、Rotation 和 Scale 3 个属性可实现对象的移动、旋转和缩放。

1.3 机身运动过程仿真

在虚拟模型构建完成后,即可进行机身对接仿真,其过程为“获取机身测量点坐标—机身初始位姿解算—调姿路径规划—调姿平台调整参数计算—虚拟模型对接仿真”;之后虚拟模型将会与实体机身进行数据交互,从而推动实体机身运动。

(1) 机身测量点坐标获取与机身初始位姿解算。

要得到机身位姿值需要获取机

身测量点分别在全局坐标系和局部坐标系下的坐标值,该坐标值分别由双相机测量系统和虚拟模型获得。本文在中机身与前机身表面各取 8 个点作为机身测量点,得到中机身、前机身测量点分别在测量坐标系和局部坐标系下的坐标值,如表 1 和 2 所示。

在得到两机身段的测量点在全局坐标系和局部坐标系下坐标值后,根据位姿解算公式得到相应位姿量。由表 1 与 2 计算出的中机身和前机身初始位姿如表 3 所示。

(2) 调姿路径规划。

以中机身为移动端,前机身为固定端,六自由度平台为调姿机构,通过固定工装与机身连接,表 2 中以前机身的初始位姿作为中机身的目标位姿,根据得到的初始位姿和目标位姿,结合本文六自由度平台尺寸参数进行调姿路径规划,确定机身中间位姿。每次调姿需要先将平台向上移动 50 mm,在对接过程的最后时刻中机身与前机身插入式对接,为防止调姿时参数输入有误从而产生碰撞或摩擦等损伤工件的情况,在最后插接过程中,本文选择每隔 5 mm 左右前进 1 次,最终拟定的调姿路径如

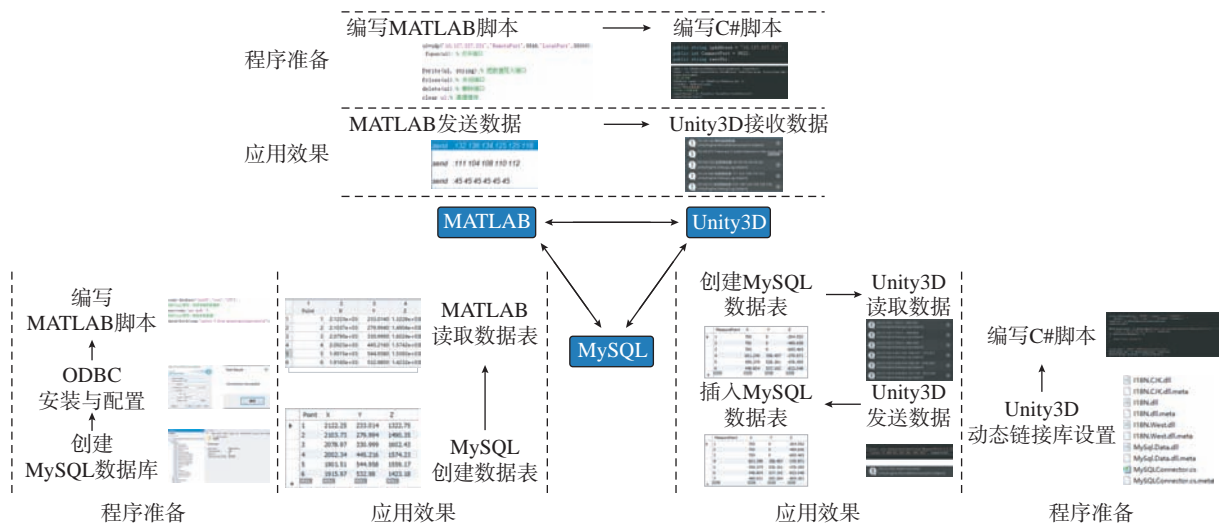


图 2 内部交互示意图

Fig.2 Internal interaction diagram

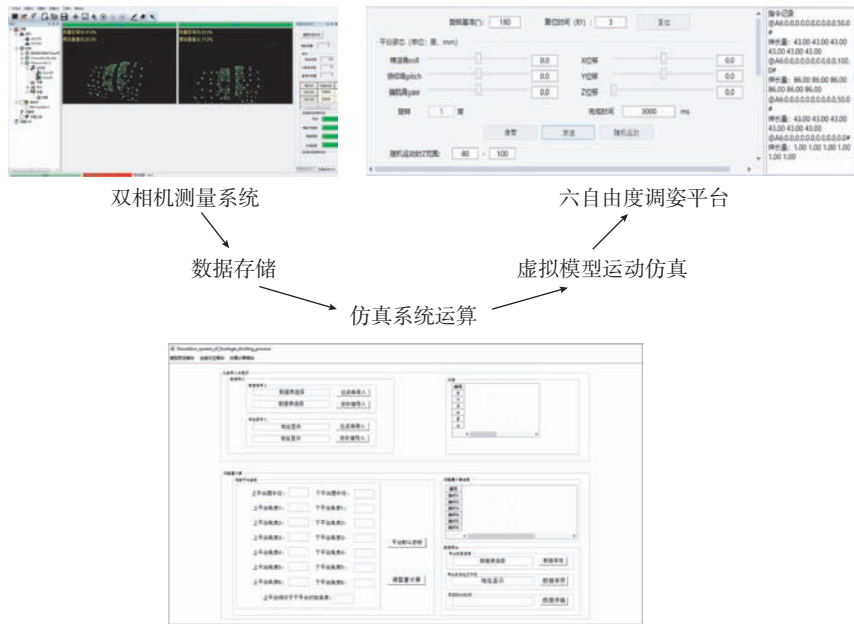


图3 虚拟模型与物理实体交互

Fig.3 Interaction between virtual model and physical entity

表1 机身测量点在全局坐标系下坐标值

Table 1 Coordinate values of measurement points on the fuselage in the global coordinate system

中机身				前机身			
编号	x/mm	y/mm	z/mm	编号	x/mm	y/mm	z/mm
$P_{中1}$	-423.03	-1511.81	-114.68	$P_{前1}$	65.45	-1479.67	-220.37
$P_{中2}$	-444.62	-1395.71	24.91	$P_{前2}$	39.90	-1364.04	-71.36
$P_{中3}$	-450.14	-1306.13	232.16	$P_{前3}$	58.69	-1291.83	120.18
$P_{中4}$	-621.35	-1513.13	-115.90	$P_{前4}$	181.11	-1478.94	-220.81
$P_{中5}$	-652.88	-1389.98	34.07	$P_{前5}$	145.18	-1367.42	-76.76
$P_{中6}$	-674.35	-1306.75	229.76	$P_{前6}$	216.44	-1288.68	115.72
$P_{中7}$	-734.18	-1510.02	-113.0	$P_{前7}$	291.69	-1471.88	-214.37
$P_{中8}$	-749.53	-1388.44	36.57	$P_{前8}$	281.26	-1361.98	-68.93

表2 机身测量点在局部坐标系下坐标值

Table 2 Coordinate values of measurement points on the fuselage in the local coordinate system

中机身				前机身			
编号	x/mm	y/mm	z/mm	编号	x/mm	y/mm	z/mm
$P'_{中1}$	-165.025	487.193	-523.324	$P'_{前1}$	175.307	499.949	-510.771
$P'_{中2}$	-186.613	603.297	-383.741	$P'_{前2}$	150.697	617.039	-362.741
$P'_{中3}$	-192.14	692.876	-176.489	$P'_{前3}$	170.152	690.766	-171.847
$P'_{中4}$	-363.35	485.874	-524.549	$P'_{前4}$	290.97	499.858	-511.301
$P'_{中5}$	-394.876	609.029	-374.578	$P'_{前5}$	255.947	612.87	-368.194
$P'_{中6}$	-416.349	692.259	-178.892	$P'_{前6}$	327.919	692.77	-176.465
$P'_{中7}$	-476.175	488.987	-521.648	$P'_{前7}$	401.604	506.197	-505.01
$P'_{中8}$	-491.528	610.561	-372.075	$P'_{前8}$	392.073	617.418	-360.524

表4所示。

(3)六自由度平台调整参数计算。

六自由度平台通过6个电动缸推杆的变化推动上平台运动,进而带动中机身运动,因此需要根据机身位姿变化计算出六自由度平台各推杆伸长量。在计算时首先需要将表4中机身理论位姿按式(5)~(7)转化为六自由度平台的上平台位姿,转化结果如表5所示,根据式(1)~(4)计算出在各个位姿状态下六自由度平台各个推杆的调整量如表6所示。

(4)虚拟模型对接仿真。

得到调姿平台各推杆伸长量后,将其输入到虚拟模型中驱动虚拟模型进行机身对接运动仿真,其中每1组6个推杆的伸长量都对应1个机身状态,图4为虚拟模型分别处于位姿1、6、11、16的机身状态,可见构建的虚拟模型可以由数据驱动进行相应运动,且运动趋势符合需求。

2 基于Kriging代理模型的机身对接快速计算

2.1 Kriging模型

Kriging模型主要由两部分组成:一部分是确定性且具有多项式变化趋势的简单回归模型(Regression model with polynomial trend);而另一部分则是代表多项式变化趋势周围波动的系统偏离(Systematic

表3 机身初始位姿

Table 3 Initial pose of the fuselage

位姿参数	中机身	前机身
x/mm	-258.001	-114.470
y/mm	-1999.005	-1975.017
z/mm	408.648	296.584
$\alpha/(\circ)$	0	-0.52
$\beta/(\circ)$	0	0.06
$\gamma/(\circ)$	0	-0.4

表 4 机身调整过程位姿
Table 4 Pose during fuselage adjustment process

位姿	x/mm	y/mm	z/mm	$\alpha/ (^{\circ})$	$\beta/ (^{\circ})$	$\gamma/ (^{\circ})$
1	-258.001	-1999.005	408.648	0	0	0
2	-258.001	-1999.005	358.648	0	0	0
3	-258.001	-1999.005	358.648	0	0	-0.4
4	-258.001	-1999.005	358.648	0	0.06	-0.4
5	-258.001	-1999.005	358.648	-0.52	0.06	-0.4
6	-258.001	-1999.005	308.648	-0.52	0.06	-0.4
7	-258.001	-1999.005	296.584	-0.52	0.06	-0.4
8	-258.001	-1975.017	296.584	-0.52	0.06	-0.4
9	-208.001	-1975.017	296.584	-0.52	0.06	-0.4
10	-155.47	-1975.017	296.584	-0.52	0.06	-0.4
11	-145.47	-1975.017	296.584	-0.52	0.06	-0.4
12	-135.47	-1975.017	296.584	-0.52	0.06	-0.4
13	-125.47	-1975.017	296.584	-0.52	0.06	-0.4
14	-120.47	-1975.017	296.584	-0.52	0.06	-0.4
15	-117.470	-1975.017	296.584	-0.52	0.06	-0.4
16	-114.470	-1975.017	296.584	-0.52	0.06	-0.4

表 5 六自由度平台理论位姿
Table 5 Theoretical poses of a six-degree of freedom platform

位姿	x/mm	y/mm	z/mm	$\alpha/ (^{\circ})$	$\beta/ (^{\circ})$	$\gamma/ (^{\circ})$
1	-1028.62	-2000	1195.385	0	0	0
2	-1028.62	-2000	1145.385	0	0	0
3	-1034.0	-1999.981	1145.385	0	0	-0.4
4	-1033.176	-1999.981	1146.192	0	0.06	-0.4
5	-1033.176	-2000.014	1153.332	-0.52	0.06	-0.4
6	-1033.176	-2000.014	1103.332	-0.52	0.06	-0.4
7	-1033.176	-2000.014	1091.268	-0.52	0.06	-0.4
8	-1033.176	-1976.026	1091.268	-0.52	0.06	-0.4
9	-983.176	-1976.026	1091.268	-0.52	0.06	-0.4
10	-930.645	-1976.026	1091.268	-0.52	0.06	-0.4
11	-920.645	-1976.026	1091.268	-0.52	0.06	-0.4
12	-910.645	-1976.026	1091.268	-0.52	0.06	-0.4
13	-900.645	-1976.026	1091.268	-0.52	0.06	-0.4
14	-895.645	-1976.026	1091.268	-0.52	0.06	-0.4
15	-892.645	-1976.026	1091.268	-0.52	0.06	-0.4
16	-889.645	-1976.026	1091.268	-0.52	0.06	-0.4

departure), 其一般表达式为

$$y(x) = \sum_{j=1}^p \beta_j f_j(x) + z(x) = \beta^T f(x) + z(x) \quad (8)$$

式中, $f_j(x)$ 为基函数; β_j 为基函数系数; $z(x)$ 为拟合偏差函数, 其均值为 0, 方差为 σ^2 ; 任意两点 t 和 u 的协方差函数定义为

$$\text{cov}[Z(t), Z(u)] = \sigma^2 \rho(t, u; \theta) \quad (9)$$

给定相关函数 ρ 及样本观察值后, 需根据样本观察值确定基函数系数、随机过程方差、相关函数参数的估计值 $\hat{\theta}$ 、 $\hat{\sigma}^2$ 、 $\hat{\beta}$, 常用最大似然估计法确定; 建立样本观察值的联合概率分布函数 $p(y)$, 通过该函数值最大化确定参数值大小。

$$L(\beta, \sigma^2, \theta) = p(y_D) \quad (10)$$

其中,

$$p(y_D) = \exp \left\{ -\frac{1}{2\sigma^2} [y_D - \hat{F}\beta]^T R^{-1} [y_D - \hat{F}\beta] \right\} / (2\pi\sigma^2)^{n/2}$$

$$F = [f(x_1), f(x_2), \dots, f(x_n)]^T$$

相关系数 θ 采用数值求解方法, 借助最大似然函数求极值确定其数值大小。记 $r(x) = [\rho(x, x_1), \rho(x, x_2), \dots, \rho(x, x_n)]$, 则 Kriging 模型在任意设计参数样点 x 处的响应预测表达式为

$$\hat{y}(x) = \hat{\beta}^T f(x) + r(x)^T R^{-1} (y_D - F\hat{\beta}) \quad (11)$$

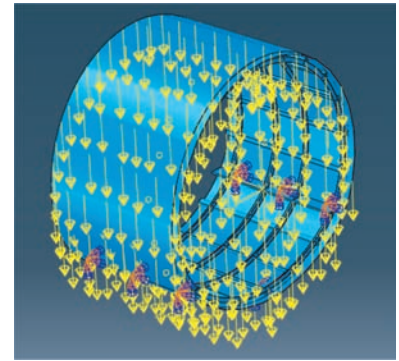
2.2 机身有限元模型构建

由于机身筒段具有尺寸大、形状复杂、易变形等特点, 对接时通常会因重力、制造误差等原因产生变形, 使得测量点实际位置与理论位置出现偏差, 机身在横滚和俯仰阶段重力载荷分布影响较大, 在偏航阶段无影响。针对机身运动端在 ABAQUS 中进行有限元建模及计算分析, 载荷选择重力载荷, 边界条件根据机身托架与定位接头的位置进行相应设置, 然后划分网格, 检查无误后提交计算, 其中重力载荷施加与网格划分情况如图 5 所示。

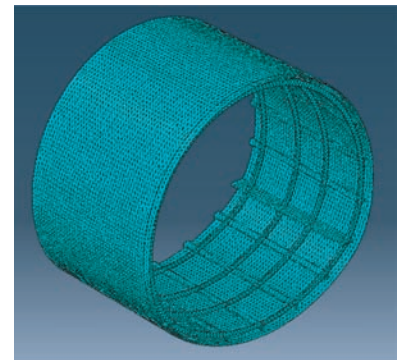
施加重力载荷时, 可通过设置重

表 6 6 个推杆的调整量
Table 6 Adjustment amount of six push-rods

位姿编号	推杆 1/mm	推杆 2/mm	推杆 3/mm	推杆 4/mm	推杆 5/mm	推杆 6/mm
1	0	0	0	0	0	0
2	40.7032	40.7032	40.7032	40.7032	40.7032	40.7032
3	40.6658	43.8091	36.157	43.8088	40.666	39.2499
4	39.3863	42.5345	36.088	43.1257	39.9901	39.1936
5	33.903	36.3078	27.1452	34.6614	36.6682	36.2718
6	75.717	77.8983	69.1275	76.2006	78.5651	78.2223
7	85.9761	88.1072	79.4258	86.3986	88.842	88.5112
8	75.5791	99.3787	79.8215	75.8312	99.9286	88.8996
9	63.7939	87.964	106.989	63.8313	88.732	116.113
10	55.4593	79.8811	138.197	55.2637	80.8804	147.332
11	54.3571	78.8095	144.419	54.1166	79.8526	153.553
12	53.4122	77.8893	150.726	53.1267	78.9762	159.857
13	52.6252	77.1211	157.115	52.2947	78.2517	166.243
14	52.2911	76.7942	160.34	51.9381	77.9466	169.465
15	52.1097	76.6164	162.284	51.7432	77.7819	171.408
16	51.9426	76.4524	164.235	51.5626	77.6309	173.358



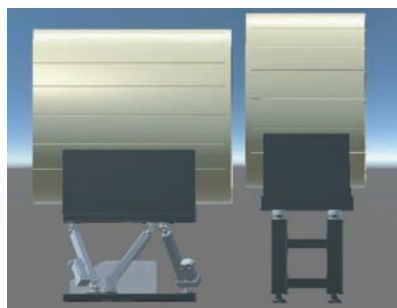
(a) 重力载荷施加



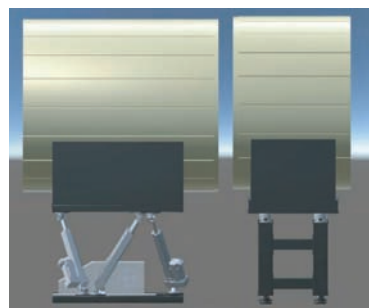
(b) 网格划分

图 5 机身有限元模型

Fig.5 Finite element model of fuselage



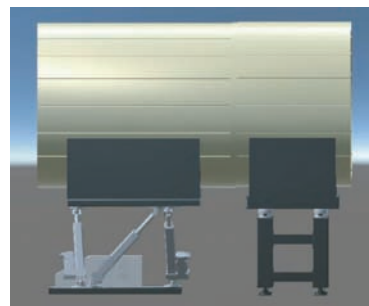
(a) 位姿1



(b) 位姿6



(c) 位姿11



(d) 位姿16

图 4 虚拟模型状态变化

Fig.4 Virtual model state changes

力场在 3 个方向的分量模拟姿态角变化情况,按照姿态角无变化;横滚角

α 为 10° ,其他角为 0° ;俯仰角 β 为 10° ,其他角为 0° ;偏航角为 10° ,其他

角为 0° 这 4 种情况分别设置重力载荷,结合本文 ABAQUS 中的模型坐标系,转化成的重力场分量形式分别为 $(0,0,-g)^T$ 、 $(0.174g,0,-0.985g)^T$ 、 $(0,-0.174g,-0.985g)^T$ 、 $(0,0,-g)^T$,将上述 4 个不同的状态分量分别输入到有限元模型中进行仿真计算,最终得到结果如图 6 所示,证明了不同的横滚角、俯仰角会影响机身变形。因此,下文中以横滚角、俯仰角为输入,机身位置变化量为输出构造代理模型。

2.3 机身姿态-位置 Kriging 代理模型构建

首先确定变量空间,选择取样范围。本文采用六自由度平台作为机身调姿工装,其旋转角度参数如图 7 所示,该机构绕单一坐标轴的旋转角度为单边伸出 23.1° 、一边伸出一边收缩 30° 。为保证结构安全,以单边旋转角度 23.1° 的 80% 作为取样范围,即 $(-18^\circ, 18^\circ)$,在该范围内进行

拉丁超立方抽样设计。完成抽样后得到 36 个二维变量样本点, 样本点分布情况如图 8 所示, 其中每 1 个抽样点代表机身的 1 个姿态。

经试验设计产生样本点后得到对应的响应值, 然后以设计变量和对应响应值为输入、输出构造出代理模型。首先将图 8 中 36 个抽样点的机身横滚角 α 与机身俯仰角 β 转化为重力场分量形式; 然后将它们分别输入到机身有限元模型中, 经仿真计算后得到机身测量点在不同姿态下 3 个方向的变形值, 其中部分变形值数据如表 7 所示。

得到机身测量点变形值后按位姿解算公式将它们转化为位姿平移量改变值, 转化结果如表 8 所示。

得到机身位置变化量后, 以高斯函数为相关函数构造代理模型, 输入为姿态角 α, β ; 输出为机身位置变化量 3 个分量 x, y, z , 其中第 6 组、12 组、18 组、24 组、30 组和 36 组数据用来比较预测结果和模拟结果之间的拟合程度, 其余数据参与代理模型构造, 最终得到的 Kriging 代理模型如图 9 所示。

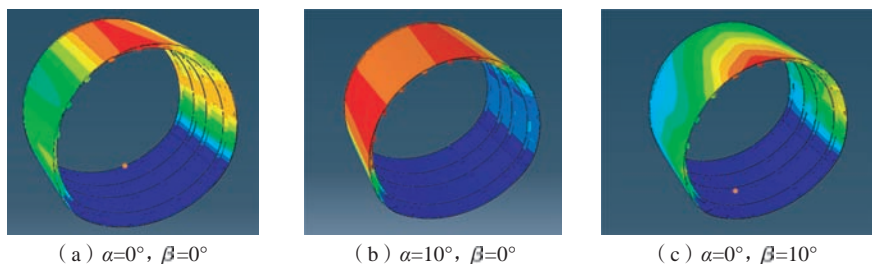


图 6 不同姿态角下有限元仿真结果

Fig.6 Finite element simulation results under different attitude angles

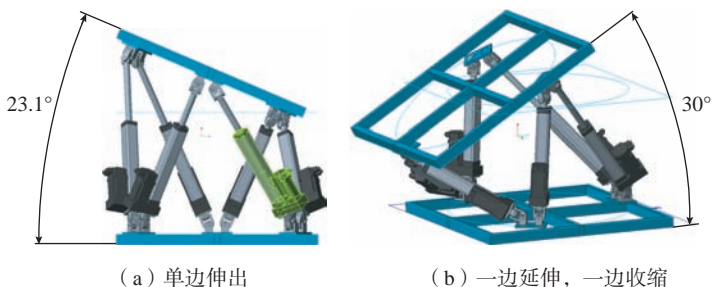


图 7 六自由度平台旋转角度参数

Fig.7 Rotation angle parameters of six-degree of freedom platform

构造代理模型后, 需要检验代理模型精度, 本文通过比较预测结果和模拟结果之间的拟合程度来表示。将上文中列举的第 6 组、12 组、18 组、24 组、30 组和 36 组样本点利用代理模型得到相应预测值, 模拟结果与预测结果如表 9 所示。

与模拟结果相比, 预测结果在趋势和数值上符合度较高, 其中 x, y, z 模拟结果与预测结果的平均相对误差分别为 0.61%、0.27%、1.33%, 可见所构造代理模型的有效性。

3 机身对接仿真系统开发与试验验证

3.1 系统需求分析

在进行机身对接仿真时, 需要根据测量点坐标值解算出机身位姿, 利用代理模型快速获得机身位置变化量并进行补偿, 然后根据补偿后机身位姿得到调姿工装的 6 个推杆调整量并将它们传输到可视化仿真平台中驱动虚拟模型运动。为了能便捷直观地实现这一过程, 搭建了 1 套“机身对接过程仿真系统”, 为用户提供 1 个实现机身对接数据计算的平台。

3.2 机身对接仿真系统功能实现

模型预览功能模块用来浏览参与仿真的三维模型, 通过调用回调函数中编写好的网格化算法, 将模型文件中的点数据互相连接组成大量网格, 然后将网格着色获得重构模型, 在预览框中也能实现对模型的放大、缩小、旋转操作。

连接交互模块主要建立计算程序与 MySQL 及 Unity3D 的连接关系, 使数据计算时可更高效地进行读取与存储。登录所需数据库及要查看的数据表, 即可对数据库进行操作, 在数据发送窗口中进行数据传输。

仿真计算模块的功能为读取机身测量点坐标进行位姿解算, 经过位姿补偿后计算得到六自由度平台推杆调整量, 并输出至可视化环境中的虚拟模型中。该模块包含位姿解算、位姿补偿、调整量计算 3 个子模块。

位姿解算窗口通过调用奇异值分解算法, 由导入的测量点坐标值求解机身位姿, 并显示结果; 数据保存窗口可实现数据存储功能; 位姿补偿子模块窗口界面在数据导入后, 调用回调函数相关算法, 构建出代理模型并显示图形。之后导入位姿数据, 调用回调函数中的数据查询算法获取补偿值, 将补偿结果显示在表中并保存。调整量计算子模块首先导入位姿, 输入调姿平台参数, 之后运行程序得到调整量计算结果并显示, 最

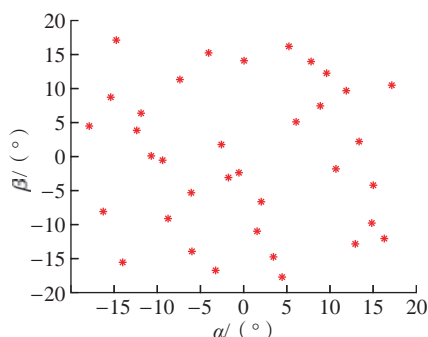


图 8 拉丁超立方抽样样本点分布情况

Fig.8 Distribution of sample points generated by Latin hypercube sampling

表7 测量点在不同姿态下的部分变形值

Table 7 Partial deformation values of measurement points under different poses

部分抽样点	位置靶标							
	T_1/mm	T_2/mm	T_3/mm	T_4/mm	T_5/mm	T_6/mm	T_7/mm	T_8/mm
P_1	0.293	0.256	0.331	0.373	0.408	0.621	0.649	0.317
	0.726	0.624	0.366	0.430	0.485	0.018	0.153	0.345
	0.095	0.096	0.193	0.193	0.192	0.319	0.295	0.193
P_2	-0.003	0.066	0.279	0.205	0.143	0.651	0.380	0.303
	-0.542	-0.363	-0.736	-0.854	-0.953	-1.190	-1.225	-0.697
	-0.164	-0.164	-0.339	-0.339	-0.339	-0.568	-0.524	-0.339
P_3	0.448	0.384	0.349	0.420	0.478	0.528	0.643	0.325
	1.629	1.456	1.423	1.533	1.627	1.216	1.380	1.387
	0.161	0.162	0.327	0.326	0.326	0.541	0.500	0.327
P_4	0.356	0.394	0.348	0.308	0.274	0.463	0.308	0.361
	1.649	1.745	1.963	1.898	1.846	1.837	1.823	1.985
	-0.085	-0.084	-0.179	-0.180	-0.180	-0.304	-0.281	-0.179
P_5	0.124	0.137	0.297	0.283	0.272	0.642	0.526	0.299
	-0.050	-0.019	-0.379	-0.401	-0.419	-0.798	-0.744	-0.375
	-0.029	-0.028	-0.061	-0.061	-0.061	-0.104	-0.095	-0.061
P_6	0.278	0.334	0.336	0.277	0.227	0.493	0.285	0.356
	1.239	1.381	1.516	1.421	1.343	1.336	1.298	1.548
	-0.129	-0.128	-0.268	-0.269	-0.269	-0.452	-0.418	-0.268

表8 机身位置变化量

Table 8 Variation of fuselage position

抽样点	x 变化量 / mm	y 变化量 / mm	z 变化量 / mm	抽样点	x 变化量 / mm	y 变化量 / mm	z 变化量 / mm
P_1	-1.684	-0.229	-0.872	P_{19}	-2.515	1.947	-0.973
P_2	-1.090	1.183	0.314	P_{20}	0.302	-2.251	0.505
P_3	-1.281	-1.458	-0.948	P_{21}	-1.160	1.480	0.338
P_4	0.221	-1.859	0.576	P_{22}	-1.288	-1.156	-0.813
P_5	-1.520	0.685	-0.357	P_{23}	-0.330	-0.362	0.571
P_6	0.141	-1.331	0.701	P_{24}	-0.179	-1.087	0.458
P_7	-2.457	1.550	-1.056	P_{25}	-0.692	0.467	0.487
P_8	0.220	-1.695	0.643	P_{26}	-1.695	-0.945	-1.210
P_9	-1.399	1.560	0.115	P_{27}	-0.696	-1.761	-0.394
P_{10}	-3.298	-0.066	-1.375	P_{28}	-2.196	2.139	-0.538
P_{11}	-1.506	0.179	-0.497	P_{29}	0.064	0.397	-0.793
P_{12}	0.470	-1.344	1.034	P_{30}	-0.628	-2.499	-0.665
P_{13}	-1.198	-0.456	-0.404	P_{31}	-0.493	-0.826	0.225
P_{14}	-1.705	-0.316	-0.935	P_{32}	-1.896	1.248	-0.528
P_{15}	-0.119	-2.046	0.132	P_{33}	-1.396	0.105	-0.403
P_{16}	-1.878	0.435	-0.821	P_{34}	-2.049	1.754	-0.520
P_{17}	-0.773	0.138	0.288	P_{35}	-2.500	0.648	-1.480
P_{18}	-0.246	-2.219	-0.085	P_{36}	-2.258	0.884	-1.083

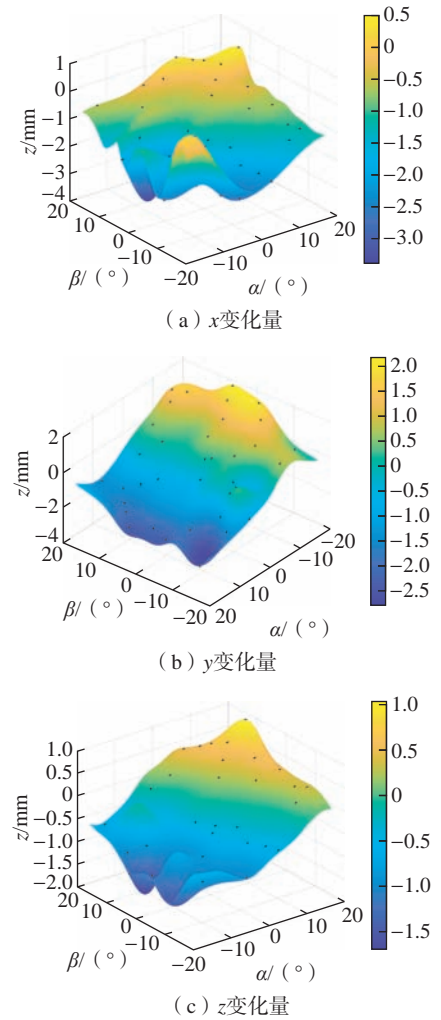


图9 姿态-位置 Kriging 代理模型

Fig.9 Attitude-position Kriging surrogate model

后可导出或传输到可视化界面中,机身对接过程仿真系统结构树如图 10 所示。

3.3 机身对接试验验证

3.3.1 试验环境搭建

将六自由度平台和固定工装布置在试验场地内,然后连接支撑托架和固定工装,机身试验件通过定位接头和螺栓与支撑托架进行定位并连接,完成机身试验件与工装的布置,试验现场如图 11 所示。

测量前将两台 M20 高精度实时摄影相机布置到位,调节相机角度使其视场覆盖机身表面,调节角度为沿基线垂直方向偏转 15° ,布置完后将相机与 PC 端连接。

相机布置完成后进行编码标志

点布设,在两机身端表面相距 30 cm 处均匀布设编码标志点,保证双相机系统能同时拍摄两机身段表面多个标志点。完成标志点布设工作后,启动双相机系统软件,使用定向尺定向,通过移动标定多个位置,软件自动标定两相机的位置关系。

3.3.2 系统应用验证

上述试验环境搭建完成后,使用开发的机身对接仿真系统进行机身调姿平台调整量计算,驱动机身试验

平台进行对接操作。

(1) 测量点坐标获取。

试验环境搭建完成后,机身及工装均处于初始状态,此时利用双相机测量系统获取机身表面测量点坐标值;由虚拟模型得到局部坐标系坐标值。

(2) 位姿解算。

登录系统后在菜单栏中切换至仿真计算模块,首先选择位姿解算模块,将测量点坐标导入后进行位姿解

算,并将解算结果显示在表格中,如图 12 所示。

(3) 位姿补偿。

在菜单栏中切换至位姿补偿模块,导入姿态角及变形数据,选择构造元素后进行 Kriging 代理模型搭建,在完成全部代理模型构建后进行位姿补偿,最后将补偿后位姿结果以表格化的形式显示,如图 13 所示。

(4) 调整量计算。

在菜单栏中切换至调整量计算模块,在数据导入窗口完成机身位姿导入,输入调姿平台参数后进行调整量计算,并将计算结果显示在表格中,如图 14 所示。

(5) 机身对接。

得到调姿平台各推杆调整量后,将它们传输到六自由度平台控制软件中,驱动六自由度平台运动带动机身完成对接,试验机身段对接过程如图 15 所示。

(6) 应用效果分析。

在完成机身对接情况下,对提出的关键特征数据驱动的虚实融合机身对接快速仿真方法及机身对接仿真系统应用效果进行分析,结果如表 10 所示,利用搭建的数据交互通道与代理模型位姿补偿方法,将计算过程集成到系统中,可更加高效地指导操作,提高对接效率和对接精度。

表 9 模拟结果与预测结果

Table 9 Results of simulation and prediction

抽样点	$\alpha / (^\circ)$	$\beta / (^\circ)$	x 模拟值 / mm	x 预测值 / mm	y 模拟值 / mm	y 预测值 / mm	z 模拟值 / mm	z 预测值 / mm
P_6	11.906	9.638	0.141	0.142	-1.331	-1.326	0.701	0.697
P_{12}	17.205	10.440	0.470	0.471	-1.344	-1.341	1.034	1.033
P_{18}	-4.046	15.104	-0.246	-0.243	-2.219	-2.220	-0.085	-0.089
P_{24}	8.929	7.423	-0.179	-0.212	-1.087	-1.068	0.458	0.459
P_{30}	-14.716	17.063	-0.628	-0.626	-2.499	-2.503	-0.665	-0.667
P_{36}	-8.749	-8.934	-2.258	-2.257	0.884	0.887	-1.083	-1.082

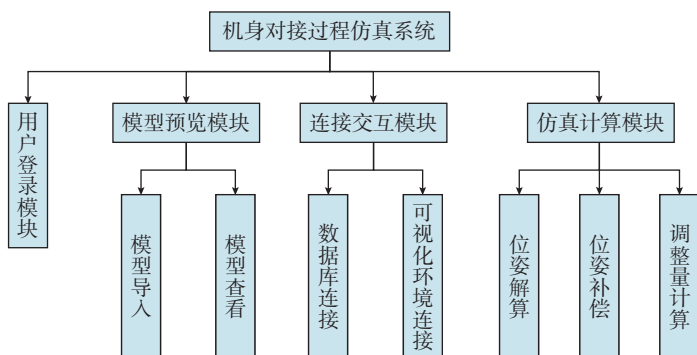


图 10 机身对接过程仿真系统结构树

Fig.10 Structure tree of simulation system for fuselage docking process

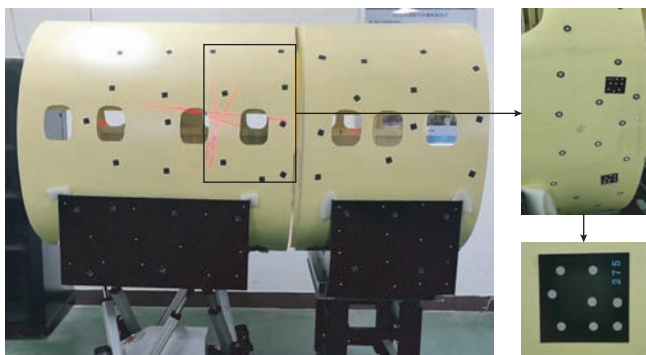


图 11 机身对接试验现场

Fig.11 Experiment site of fuselage docking

4 结论

针对传统飞机虚拟装配仿真传统机身对接仿真中理论模型偏差较大、有限元模型消耗时间长的问题,本文开展了基于数据驱动技术的机身对接仿真方法研究,为机身对接过程快速仿真提供试验方法,并进行了试验验证,得出以下 3 项主要研究内容和成果。

(1) 针对飞机机身对接过程,构建机身与工装几何模型并搭建了仿真可视化环境;搭建数据交互环境以实现仿真数据的实时传输;利用测量数据与虚拟模型进行了对接仿



图 12 位姿解算结果显示

Fig.12 Display of pose calculation results



图 13 代理模型构造及位姿补偿显示

Fig.13 Proxy model construction and pose compensation display

真,确定了对接过程的位姿参数,为调姿参数补偿提供了数据基础。

(2)对仿真计算得到的变形情况,基于 Kriging 代理模型,以机身姿态角和位置变化量分别作为输入、输出值构建代理模型,对机身位置变化量进行预测,结果对比显示代理模型方法有效。

(3)开发了机身对接过程仿真系统,设计了系统的基本架构、主要功能模块以及系统应用流程,最后以机身试验件的对接过程为例,验证了系统的可行性。

参考文献

[1] 秦宇,黄翔,邓正平,等.基于激光

测距的大部件对接方法及误差分析[J].计算机集成制造系统,2021,27(3):728-738.

QIN Yu, HUANG Xiang, DENG Zhengping, et al. Novel posture alignment method and error analysis for large component assembly based on laser range sensing[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2021, 27(3): 728-738.

[2] 郭飞燕,刘检华,邹方,等.数字孪生驱动的装配工艺设计现状及关键实现技术研究[J].机械工程学报,2019,55(17):110-132.

GUO Feiyan, LIU Jianhua, ZOU Fang, et al. Research on the state-of-art, connotation and key implementation technology of assembly process planning with digital twin[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2019, 55(17): 110-132.

[3] 王安洋,王仲奇,夏松,等.基于数字孪生模型的可配置装配偏差分析方法[J].航空制造技术,2021,64(20):65-75.

WANG Anyang, WANG Zhongqi, XIA Song, et al. Configurable assembly deviation analysis technology based on digital twin model[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(20): 65-75.

[4] 王仲奇,杨盼,陈世洁,等.飞机舱门数字孪生模型构建及偏差传递分析研究[J].航空制造技术,2022,65(12):36-47.

WANG Zhongqi, YANG Pan, CHEN Shijie, et al. Research on construction of digital twin model and deviation transfer analysis of cabin door of airplane[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2022, 65(12): 36-47.

[5] 王鹏,杨妹,祝建成,等.面向数字孪生的动态数据驱动建模与仿真方法[J].系统工程与电子技术,2020,42(12):2779-2786.

WANG Peng, YANG Mei, ZHU Jiancheng, et al. Dynamic data driven modeling and simulation method for digital twin[J]. Systems Engineering and Electronics, 2020, 42(12): 2779-2786.

[6] LIU Z Y, ZHANG D H, JIA W Q, et al. An adversarial bidirectional serial-parallel LSTM-based QTD framework for product quality prediction[J]. Journal of Intelligent Manufacturing, 2020, 31(6): 1511-1529.

[7] 赵浩然,刘检华,熊辉,等.面向数字孪生车间的三维可视化实时监控方法[J].计算机集成制造系统,2019,25(6):1432-1443.

ZHAO Haoran, LIU Jianhua, XIONG Hui, et al. 3D visualization real-time monitoring method for digital twin workshop[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2019, 25(6):

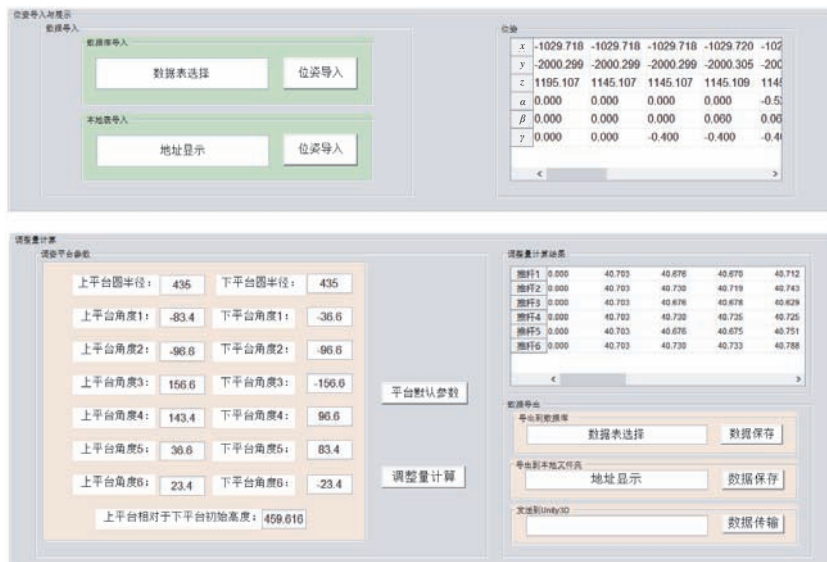


图 14 六自由度平台调整量数据显示

Fig.14 Display of adjustment data for a six-degree of freedom platform

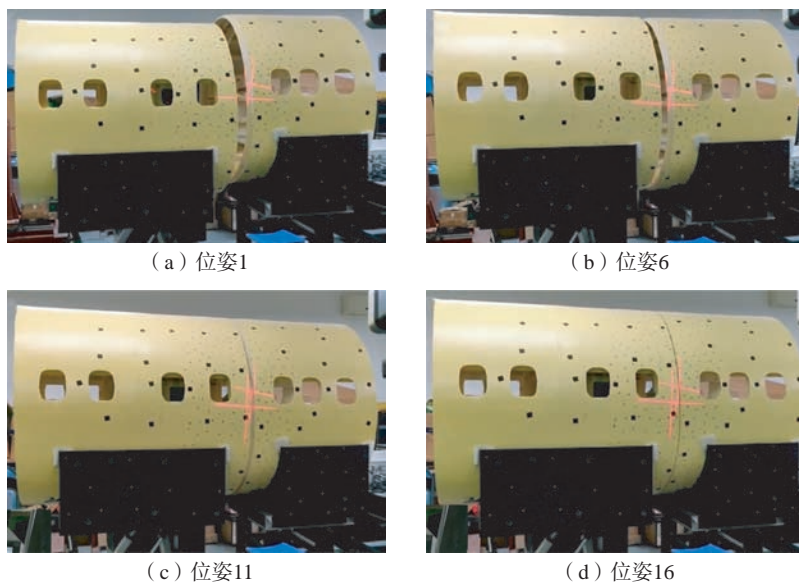


图 15 机身试验件对接过程

Fig.15 Docking process of the fuselage test piece

表 10 方法与系统应用效果分析

Table 10 Effectiveness analysis of the method and system application

内容	应用前	应用后
数据存储与读取	数据人工录入,时间长,记录时易出错	数据自动存储到数据库中,使用时主动读取
数据前处理	需要	需要
数据传输	手动复制粘贴,传输时间为 s 级乃至 min 级	软件自动传输,传输时间可至 ms 级
调姿过程补偿	有限元计算,时间较长	应用代理模型方法,时间短

1432-1443.

[8] 胡凡成. 基于 Unity 3D 的实时数据驱动数字化车间研究 [D]. 长沙: 湖南大学, 2018.

HU Fancheng. Research on real-time data driven digital workshop based on unity 3D[D]. Changsha: Hunan University, 2018.

[9] 黄华, 李嘉然, 赵秋舸, 等. 基于混合驱动的进给系统数字孪生模型自适应更新法 [J]. 计算机集成制造系统, 2023, 29(6): 1840-1851.

HUANG Hua, LI Jiaran, ZHAO Qiuge, et al. Adaptive update method of digital twin model for feed system based on hybrid drive[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2023, 29(6): 1840-1851.

[10] STOJANOVIC N, MILENOVIC D. Data-driven digital twin approach for process optimization: An industry use case[C]//2018 IEEE International Conference on Big Data (Big Data). Seattle: IEEE, 2018: 4202-4211.

[11] 韩忠华. Kriging 模型及代理优化算法研究进展 [J]. 航空学报, 2016, 37(11): 3197-3225.

HAN Zhonghua. Kriging surrogate model and its application to design optimization: A review of recent progress[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(11): 3197-3225.

[12] JIANG P, WANG C C, ZHOU Q, et al. Optimization of laser welding process parameters of stainless steel 316L using FEM, Kriging and NSGA-II[J]. Advances in Engineering Software, 2016, 99: 147-160.

[13] GASPAR B, TEIXEIRA A P, GUEDES SOARES C. Adaptive surrogate model with active refinement combining Kriging and a trust region method[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2017, 165: 277-291.

[14] ZHANG X F, WANG L, SØRENSEN J D. REIF: A novel active-learning function toward adaptive Kriging surrogate models for structural reliability analysis[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2019, 185: 440-454.

[15] 南凯刚, 闫如玉, 李光明, 等. 大型桁架天线装配精度仿真与代理模型的构建 [J]. 成组技术与生产现代化, 2021, 38(4): 27-36.

NAN Kaigang, YAN Ruyu, LI Guangming, et al. Assembly error simulation and proxy model construction of large-scale truss antenna[J]. Group Technology & Production Modernization, 2021, 38(4): 27-36.

通讯作者: 常正平, 副研究员, 博士, 研究方向为飞机装配连接、装配变形。

(下转第 93 页)

489–500.

[17] TRAN T T, HA C. Non-contact gap and flush measurement using monocular structured multi-line light vision for vehicle assembly[J]. International Journal of Control,

Automation and Systems, 2018, 16(5): 2432–2445.

[18] GUO J C, ZHU Z M, SUN B W, et al. Principle of an innovative visual sensor based on combined laser structured lights and

its experimental verification[J]. Optics & Laser Technology, 2019, 111: 35–44.

通讯作者: 李沈泉, 副教授, 博士, 研究方向为飞机装配。

Autonomous Tracking Measurement Technology for Aircraft Skin Seam Based on Structured Light

ZHANG Xuetao¹, HOU Guoyi², ZHAO Ziyue¹, SUN Anbin¹, LI Shuanggao², ZHAO Peng²

(1. AVIC Changcheng Institute of Metrology & Measurement, Beijing 100095, China;

2. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

[ABSTRACT] Aiming at the automation measurement problem of aircraft skin seam gaps and step differences, a skin seam autonomous tracking method is studied based on line structured light visual detection technology. By combining traditional image morphology based processing methods with optical flow methods, real-time tracking of skin seam features is achieved, thereby determining the measurement positions of gaps and step differences. The accuracy of seam tracking was improved by correcting the eye-in-hand calibration parameters based on measured data. The experimental results show that when the tracking speed is 7 mm/s, the position accuracy of seam tracking is higher than 0.500 mm, and the attitude accuracy of seam tracking is higher than 0.5°. This tracking system has good accuracy and stability and can meet the requirements of aircraft skin seam tracking.

Keywords: Aircraft skin seams; Multi-line structured light; Optical flow method; Autonomous tracking; Machine vision

(责编 向阳)

(上接第 58 页)

Research on Data-Driven Simulation Technology of Fuselage Docking Process

WANG Zhongqi, NIE Xiaole, LI Jiawei, WANG Anyang, ZHAO Yang, CHANG Zhengping

(Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

[ABSTRACT] To address the issues of large theoretical model deviations and long finite element model consumption in traditional aircraft docking simulation, a data-driven aircraft docking process simulation technology research is carried out. Firstly, by using virtual-real fusion technology, a six-degree of freedom platform kinematic model and a body-attitude adjustment platform pose transformation model were constructed. Real-time simulation data transmission was achieved through data exchange to drive the virtual model. The measurement data and virtual model were used for fuselage docking simulation, and the docking process pose parameters were determined, providing a data basis for adjusting the attitude adjustment platform parameters. Afterwards, in order to improve the efficiency of data solving, based on the finite element model for solving the deformation of the fuselage, the deformation amount is calculated and converted into the change in fuselage position. The attitude angle and position change of the fuselage are used as input and output values to construct a surrogate model, and the effectiveness of the method is verified. Finally, a simulation system for the docking process of the fuselage was developed. Taking the docking process of the fuselage test piece as an example, the results verified that the system was feasible.

Keywords: Fuselage docking; Virtual-real fusion; Data driven; Surrogate model; System development

(责编 晓月)

引文格式: 陈文亮, 李奕星, 冯素玲. 飞机复合材料机身壁板装配技术分析与发展[J]. 航空制造技术, 2024, 67(16): 59-73.

CHEN Wenliang, LI Yixing, FENG Suling. Analysis and prospect of assembly technology of aircraft composite fuselage panel[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2024, 67(16): 59-73.

飞机复合材料机身壁板装配技术分析与发展*

陈文亮¹, 李奕星¹, 冯素玲^{1,2}

(1. 南京航空航天大学, 南京 210016;

2. 中国商飞上海飞机制造有限公司, 上海 201324)

[摘要] 复合材料以其优异的综合性能在航空航天领域得到了大量应用, 其应用范围逐渐从次承力结构向主承力结构扩展, 包括在机身结构的组成方面, 传统的金属组壁板逐渐被复合材料整体壁板所取代。由于复合材料壁板具有不同于传统金属材料壁板的装配工艺特点, 因此对其装配方法和装配工艺提出了新的要求。针对圆筒状机身复合材料机身壁板的装配过程, 分别介绍了复合材料机身壁板大尺寸测量技术、复合材料机身壁板装配定位调姿技术和复合材料机身壁板的先进制孔连接技术, 系统总结了近年来国内外相关研究进展和应用情况, 指出了飞机大尺寸复合材料结构装配技术未来的研究与应用方向。

关键词: 飞机装配; 复合材料; 机身壁板; 测量; 柔性工装; 定位调姿; 机械连接

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2024.16.059



陈文亮

教授, 博士生导师, 博士, 主要研究方向为飞机数字化装配技术与装备、工业软件技术等。

飞机壁板是飞机的基本组成结构, 也是构成飞机机身和机翼外形的重要组成部分。随着飞机产品性能需求的逐步提高, 飞机壁板结构的性能要求也越来越高。复合材料凭借其比强度和比模量高、耐疲劳性能优异、耐腐蚀性能好、可设计性高等优良性能, 被越来越广泛地应用于飞机结构件中^[1-4]。复合材料在飞机结构上的应用呈现出“由辅到主”的趋势, 从最开始应用于方向舵、整流罩等次承力结构到逐渐应用于机身壁板、机翼壁板(图1)等主承力结构^[5-7]。复合材料在飞机总重量中的占比也逐渐增加, 军用飞机方面, 美国空军现役最先进的隐身战机 F-22 和 F-35 中的复合材料用量占比分别为 26% 和 36%^[8]; 民用飞机方面, 波音前代机型波音 757 中复合材料用量占比为 4%, 最新一代波音 787 中复合材料用量占比达到 52%^[9], 我国自主研

制的 C919 大型客机中复合材料用量占比为 12%, 研制中的下一代 C929 远程宽体客机的复合材料用量占比预计将超过 50%^[10], 可达到波音 787 的复合材料用量水平。

与由蒙皮、长桁等装配而成的飞机金属壁板不同, 飞机复合材料壁板通过蒙皮-长桁整体固化工艺而成型^[11], 其材料为碳纤维增强复合材料(Carbon fiber reinforced plastics, CFRP)。图1为大型复合材料壁板的应用实例。该复合材料通常采用预浸料铺放-热压罐固化工艺成型, 即先将预浸料逐层铺放在模具表面, 压实后放入真空袋进行真空密封, 最后送入热压罐中进行固化^[3]。由于碳纤维铺层的纤维方向角不同, 因此制得的复合材料具有区别于金属材料的各向异性, 同时考虑树脂基体的化学收缩效应以及模具和构件的热膨胀系数差异等因素, 构件固化完成

* 基金项目: 国家自然科学基金(51875283)。

后会在残余应力的作用下产生翘曲、回弹等变形^[12-14],严重影响构件的几何精度和使用性能。此外,由于飞机复合材料壁板的尺寸较大(大型壁板长度可达数十m),且自身存在的制造偏差、耦合装配过程定位夹具偏差、受自重变形等影响,使得复合材料壁板的外形偏差远大于金属壁板。同时,由多层材料铺叠而成的复合材料壁板,成型后受外力作用易分层,残余应力的存在使其具有脆性强、耐冲击性差和耐压性差的缺陷^[15-18],这就意味着针对复合材料壁板的装配要尽可能地减少装配中产生的装配应力。复合材料的各向异性和脆性等特点也使其装配连接过程更加复杂,且连接处的结构强度与金属件相比更薄弱^[19],而飞机的疲劳寿命很大程度上取决于连接结构的疲劳寿命(70%的飞机机体疲劳失效事故源于连接结构部件的疲劳失效^[20]),这将影响飞机产品的安全性和可靠性。

飞机复合材料机身的装配主要包括复合材料壁板与其他结构件(如金属骨架)的装配以及复合材料壁板之间的装配。图2为飞机圆筒状前机身段装配的典型示例,复合材料壁板在蒙皮-长桁整体固化之后,先和金属框装配成1/4圆弧形状的复合材料壁板部件,该类型壁板部件通常分为顶部壁板、底部壁板、左侧壁板和右侧壁板4部分,在某些特定的机身段内,左侧、右侧壁板也会和金属门框装配成两侧门框壁板。以底部壁板为基准,对飞机水平测量点进行测量,利用调姿定位工装调整两侧壁板和顶部壁板的位置和姿态,进行制孔和连接工作,并装配舱内地板梁,即可装配成图2所示的圆筒状前机身段。

考虑复合材料不同于金属材料的特性,结合上述前机身段复合材料壁板装配过程,可知飞机复合材料机身壁板的装配主要面临以下3个问题。

(1)对于大尺寸飞机复合材料机身壁板整体固化成型,制造过程引入的几何偏差相对较大,采用传统的测量技术和测量设备难以对其进行大尺寸测量并保证装配精度。

(2)与金属壁板不同,复合材料壁板固化成型后难以发生塑性变形,存在偏差时残余应力无法通过蠕变等方式释放,这需要在装夹过程中严格控制复合材料壁板件的装配应力水平。

(3)复合材料壁板制孔连接的工作难度大,制孔精度和连接质量要求高,为此应采用先进的制孔连接技术来提高工作效率和精度,并保证复合材料壁板连接处的强度。

国内外学者针对复合材料机身壁板装配的大尺寸测量技术、定位调姿技术和先进制孔连接技术这3个方面开展了大量的研究工作,本文分别对这3方面所涉及的设备、方法、工艺等进行了系统分析,并提出飞机大尺寸复合材料结构装配技术应用

的发展方向。

1 飞机机身壁板大尺寸测量技术

测量技术被广泛应用于飞机壁板装配的各个环节,是保障飞机装配质量的重要手段。飞机机身复合材料壁板由于尺寸大、结构复杂、偏差相对较大等特点,需要采用大尺寸测量技术进行尺寸测量。目前常用于飞机大型壁板类零件装配的数字化测量系统主要包括激光跟踪仪、三维激光扫描仪、激光雷达测量系统等^[21]。

1.1 基于激光跟踪仪的空间点位测量技术

在飞机复合材料机身壁板的装配中,经常需要将工装和待装壁板上的某些特征点作为定位基准或质量评价要素,通过测量获取它们的空间坐标数据来进行定位和评价。激光跟踪仪是常见的用于飞机复合材料机身壁板部件空间点位测量的设备。

激光跟踪仪测量系统指的是一

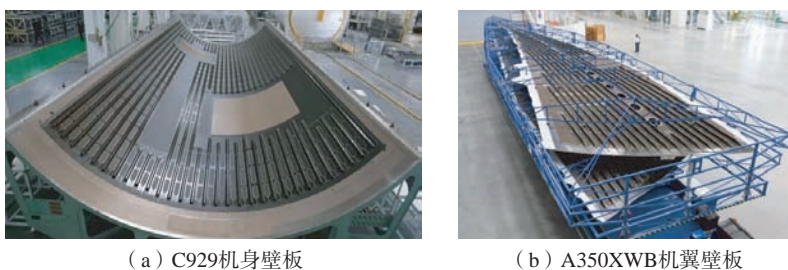


图1 大型复合材料壁板

Fig.1 Large-scale composite panels

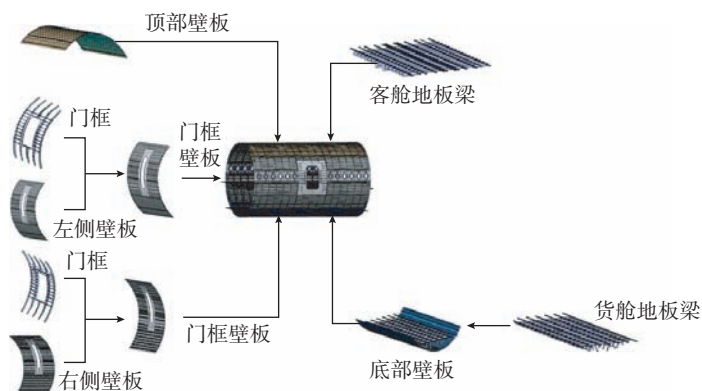


图2 前机身段复合材料壁板装配

Fig.2 Assembly of composite panels for the front fuselage section

套以激光为测距手段的测量系统,如图3所示^[22],由激光跟踪头(内置激光干涉仪、编码器、光电接收器等元件)、反射镜、控制器、测量附件和用户计算机等功能部件组成,常见的激光跟踪仪制造商有GTS、徕卡、法如等。激光跟踪仪的工作原理是通过激光反射,测量放置在目标点上的反射器的距离、水平和垂直方向偏转角等位置信息,进而确定目标点的空间坐标。以激光跟踪仪对大尺寸飞机壁板的点位测量为例,先将反射器安置于机身壁板表面的关键点位,激光跟踪仪通过两个轴转动的测角机构,构建出一个完整的球坐标测量体系,测量时由激光跟踪头发出激光,再被反射器反射回跟踪头上的光电接收器,即可测得所需关键点位的空间坐标。激光跟踪仪也可对移动中的目标进行点位测量。

基于激光跟踪仪的数字化测量系统具有测量精度高、使用灵活、检测范围广、速度快的特点,是国内外广泛应用的一种高精度大尺寸测量系统^[23-24]。波音公司在X32的装配中使用测量辅助装配技术,利用4台Zeiss激光跟踪仪对飞机部件进行空间测量定位,完成飞机壁板等大尺寸部件的装配工作^[25];空客公司在A380机身段的装配对接工作中也广泛应用了基于激光跟踪仪的检测技术。国内高校对于激光跟踪测量技

术也有较多的研究,南京航空航天大学李现坤^[26]使用激光跟踪仪测量系统对飞机复合材料壁板进行定位优化,得到蒙皮外形的高精度数模,并将其与理论形状进行对比校准;北京航空制造工程研究所邹冀华等^[27]分析了测量辅助装配系统的构成和应用,研究了每个子系统的功能,对飞机大部件对接的定位和调姿等辅助装配流程进行了说明,在测量场中建立坐标系,布置激光跟踪仪和各测量点的位置,实现了飞机大部分的装配对接;天津大学Xue等^[28]采用基于激光测距原理的工作空间测量定位系统(The workspace measuring and positioning system, wMPS)进行大尺寸测量试验,并以激光跟踪仪测量的数据为标准值衡量wMPS的测量精度,通过矫正运动来提高单个工业机器人的定位精度;南昌航空大学朱永国等^[29]利用人工鱼群粒子滤波算法建立飞机翼身对接前机翼位姿的修正数学模型,最终提出一种基于激光跟踪仪和机器视觉的飞机翼身对接装配偏差动态综合修正方法。

1.2 基于激光扫描原理的型面测量技术

近年来,基于激光原理的非接触测量的数字化检测技术被广泛应用于大尺寸机身壁板的型面测量。与接触式点位测量方法相比,非接触式型面测量能快速获取复合材料机身

壁板较大表面的更多数据点,同时能减少对熟练技术工人的依赖,更容易实现大尺寸零部件的自动化测量。

三维激光扫描测量系统是常见的大尺寸非接触式测量系统,通过对测量对象进行完整的三维坐标数据扫描测量,得到全面、完整、连续的全景点坐标数据^[25]。与激光跟踪仪相比,三维激光扫描测量系统受温度影响较小,对环境要求宽松,同时非接触式测量方法降低了对人工的要求,能快速测量被测物体的高密度点云数据,但其测量精度低于激光跟踪仪。

随着激光雷达技术的日益成熟,基于激光雷达的扫描测量技术被广泛应用于飞机数字化装配领域。如图4所示^[22],激光雷达测量系统由扫描头、基座、移动工作站、电源线、电脑、UPS不间断电源、打印机等组成。激光雷达具有对半径达60m的大尺寸模板进行自动化非接触测量的能力^[22],同时也能保持较高的精度(10m范围内测量精度约为0.1mm^[30])。激光雷达测量的原理是将激光束投向被测目标,利用目标上大量的反射光线获取其在球坐标系内的空间位置。在飞机装配领域,激光雷达测量系统可用于被测件水平测量点的检测、机翼和机身壁板外形的检测以及机身整体外形的检测等,同时将测量数据处理成直观的彩色误差图的形式,有利于进一步的分析与修正。国外波音、空客等航空制造企业已经广泛采用激光雷达测量技术

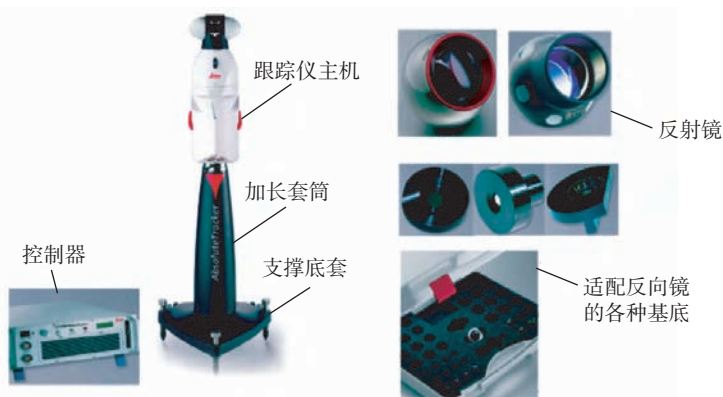


图3 激光跟踪仪组成及配件^[22]

Fig.3 Composition and accessories of laser tracker^[22]

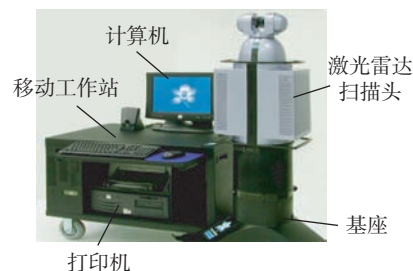


图4 激光雷达测量系统组成图^[22]

Fig.4 Composition diagram of laser radar measuring system^[22]

来指导飞机装配,波音 787、空客 A380 的机翼和机身壁板的装配测量中已应用到激光雷达测量系统^[31]。国内航空制造企业和各高校也对激光雷达测量技术进行了相关研究,成飞公司刘玉松等^[32]应用激光雷达测量技术,针对飞机某处壁板部件的装配进行检测数据的提取分析,测得部件测量数据与理论值的最大偏差和安装支座的 3 点偏差,进而解决了飞机装配过程中配合尺寸超差的问题;西飞公司在 747-8 段部件检测过程中,使用激光雷达进行孔位和形面的检测^[33],相较于传统测量工装,检测效率大幅提高;南京航空航天大学侯尚等^[34]利用 Metris MV244 激光雷达(测量范围 24 m、精度 10 μm),在 CATIA 中进行测量路径规划,提出了矩阵合并测量路径规划方法并进行中机翼段的仿真装配验证,实现了飞机外形的在线数字化检测。

大尺寸复合材料机身壁板具有大量复杂结构,激光雷达等大尺寸测量系统虽然能够快速、精准地获得零部件表面的关键特征信息,但对于隐藏特征和局部特征的测量稍有不足,这需要用到手持式激光扫描设备和数字工业照相机的辅助。手持式激光扫描设备和数字工业照相机虽然不适于直接测量大尺寸零部件,但因其测量区域可人为选择、局部测量精度高等特点,可用于检测局部特定装配的质量。此类测量设备辅助大尺寸测量系统进行协调测量,可获得复合材料机身壁板等大部件的完整数据。

1.3 多系统组合式大尺寸测量技术

随着飞机数字化装配的发展,需要测量检测系统多样化、全面化地辅助飞机装配过程,单一测量系统对空间点位和型面的大尺寸测量已无法满足整个飞机机身壁板装配环节的需求,测量目的已从单纯解决飞机大尺寸部件装配精度评定问题发展到解决全面辅助飞机装配过程、控制装

配质量等一系列问题。常用于飞机复合材料壁板领域的数字化测量系统包括激光跟踪仪、三维激光扫描仪、激光雷达、数字工业照相机和关节臂测量仪等,设备的特点和精度对比如表 1 所示。

由表 1 可知,不同测量系统的适用范围、测量精度和优缺点都不同,不同机型的复合材料壁板、同一机型不同部位的复合材料壁板对装配精度都具有差异化需求,因此需要多系统组合测量平台将上述多种测量系统进行互相结合来使用。多系统组合测量平台通过大尺寸远距离测量设备和小尺寸近端测量设备的合理配置来协同工作,既能克服测量范围大与测量精度低的矛盾^[35],又可获得更准确的测量结果,从而满足大型复合材料机身壁板不同检测特征的测量需求。常用的组合方案有激光跟踪仪+关节臂测量仪、激光跟踪仪+三维激光扫描仪、激光跟踪仪+激

光雷达等。采用不同类型测量系统构成的协同组合式测量系统可发挥各测量系统的优势,从而实现柔性测量。如图 5 所示,多系统组合大尺寸测量技术以多个不同的测量设备为基础构建全局测量网络,控制和约束整体空间的测量精度,再根据被测对象的几何特征设置近距离终端测量设备,完成多样化检测特征的直接测量。

国外飞机制造业已不局限于单一测量系统的使用,多系统组合大尺寸测量系统已得到实际应用。空客公司在 A380 客机的装配中应用激光跟踪仪和激光雷达组合测量系统,对装配数据进行实时测量反馈,实现了机翼壁板的快速精准定位^[36]。近年来国内高校机构和飞机制造企业在数字化多系统组合式测量技术方面的研究也取得了一些成果。南京航空航天大学黄翔团队^[37-38]与成飞公司进行“大部件自动对接”项目合

表 1 飞机制造企业常见数字化测量系统对比
Table 1 Comparison of common digital measurement systems in aircraft manufacturing enterprises

数字测量设备	使用条件及使用范围	测量精度	优缺点
激光跟踪仪	可单台工作;一次性初始校准,转站无须定标;测量范围可达 50 m	干涉测距精度可达 ± 0.5 μm; 绝对测距精度可达 ± 10 μm (全程)	大尺寸高精度测量,可自动追踪、实时测量,携带方便;但对工人操作要求高,且属于点测量方式,曲面测量效率低,易受温度影响
三维激光扫描仪	部分型号设备需要在被测物体表面粘贴标记点;部分型号可实现直接测量	平面精度可达 0.02 mm; 体积精度可达 0.015 mm+0.024 mm/m	属于非接触式测量,分辨率高、精度高,采样效率高;但对环境要求高
激光雷达	测量范围较广,大致范围为 0.2~60 m	10 m 范围内测量精度约为 0.1 mm	测量数据密度大,抗干扰能力强、测量范围广、自动化程度高;但精度低于激光跟踪仪
数字工业照相机	测量前需要对相机进行标定,在被测物体表面粘贴标记点;需要多角度多次拍摄图像	在 2000 × 3000 像素条件下可以达到精度 < 0.05 mm	携带方便,价格相对便宜,环境适应性强,可实现多点测量;但技术要求高,单设备测量空间有限
关节臂测量仪	手动操作,有多种配件选择;测量范围受机械臂长短影响,一般为 2~10 m	精度高、范围广,普遍可以达到 0.02 mm,最高可达 8 μm	操作便捷,可现场快速测量;但属于点测量方式,曲面测量效率低

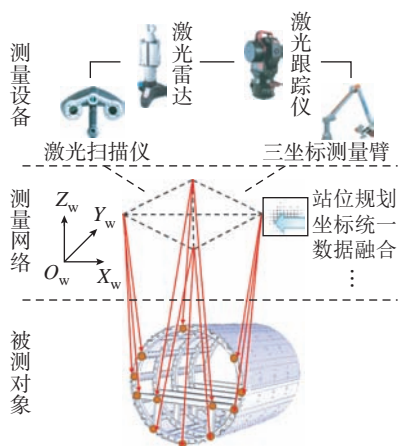


图5 多系统组合式测量

Fig.5 Multi-system combined measurement

作,通过激光跟踪仪、激光雷达测量机身机翼部件的特点,并进行精度比较,确定了机身机翼外形进行点云测量装配的方式,通过给定机身机翼对接孔的同轴度,得出其蒙皮的干涉修配量,最终实现机身机翼的对接装配;长春理工大学林雪竹等^[39]提出了基于激光跟踪仪、激光雷达等多种测量系统的多传感融合技术,解决了单种测量技术在测量效率及精度方面的局限性问题,平衡了大尺寸部件测量范围大与测量精度低的矛盾。

目前国内飞机制造业在大尺寸测量系统的应用方面仍处于发展阶段,且局限于激光跟踪仪、激光雷达等同一类型或者单台测量设备的使用,多仪器组合式测量系统的关键技术尚未完全掌握。如何实现复合材料机身壁板几何尺寸、形位误差和空间位置的高精度测量,已成为保证全机制造质量的关键,这需要从以下3点进行考虑:(1)提高激光跟踪仪等空间点位测量系统的测量效率,提高仪器和靶球的制造精度,优化靶球外轮廓拟合误差,抑制环境的干扰因素;(2)研究非接触式型面测量技术,避免在测量过程中引起复合材料薄壁件的二次变形,优化大尺寸型面测量系统的测量精度;(3)开展针对大型飞机装配的组合式大尺寸测量

系统工作原理及关键技术的研究,拓展大尺寸测量技术在飞机装配中的深化应用。

2 复合材料机身壁板装配定位调姿技术

基于数字化测量设备的大尺寸测量技术保证了飞机机身壁板部件的尺寸精度,然而复合材料壁板由于其脆性强、耐冲击性差、存在残余应力的特点,也需要严格控制定位调姿过程中的装配应力,这有利于增加机体结构的寿命和可靠性。

2.1 基于柔性工装的低应力调姿技术

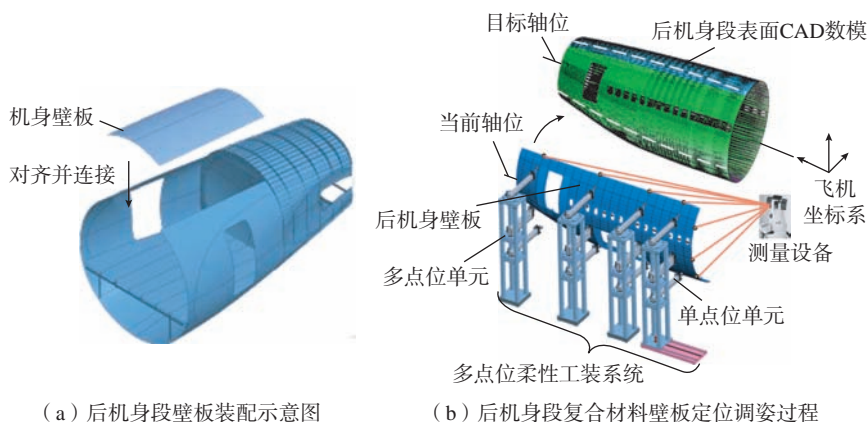
对于飞机复合材料机身壁板的定位调姿,可以理解为在工装中使各个结构部件之间相互对齐,便于将各部件连接到一起。图6^[40]为客机后机身段的装配过程,这一过程中的主要任务是利用装配工装对壁板进行精确定位,同时采用正确的调姿方法使其配合准确。然而复合材料机身壁板由于体积大、受外力易损伤的结构特点,不能承受较大的物理变形,这为复合材料机身壁板的定位调姿增加了难度。

某型号客机后机身段复合材料壁板在柔性工装系统上进行定位调姿的过程如图6(b)所示,先将多点柔性工装系统的点位单元与待装壁板上已标定的连接点进行对应,使

得柔性工装夹持待装壁板。再利用激光跟踪仪等大尺寸测量系统测量壁板的几何形状,对比壁板的CAD数模调整,采用最佳拟合策略测得工装上壁板的当前姿态后,根据产品设计的CAD数模生成从当前到理想姿态的运动路径并进行位姿调姿。由上述后机身段复合材料壁板定位调姿过程可知,装配工装对于保证复合材料机身壁板的外形准确度起到重要作用。

应用于飞机机身壁板装配的工装分为刚性工装和柔性工装2种形式。如图7所示,刚性工装稳定性好、专用性强,但是设计制造周期长、所占空间大,不利于各种先进的自动化连接设备和连接技术的应用,而且模拟量传递的方法已不能满足飞机对几何外形精准程度越来越高的需求。近年来,随着以数字量驱动的柔性定位工装的发展,上述问题得以解决。柔性装配工装具有模块化、可重构、可重复利用等优点。各类数字化柔性工装广泛应用于飞机装配过程,工装的设计制造等准备周期显著缩短,制造周期也大幅缩短。同时柔性工装的数字化驱动模式也提高了定位准确度,更有利于与其他设备的组合使用。

三自由度数控柔性工装是目前常用的机身壁板柔性装配工装,如图8所示^[41]。该工装可以根据机身



(a) 后机身段壁板装配示意图

(b) 后机身段复合材料壁板定位调姿过程

图6 后机身段复合材料壁板装配^[40]Fig.6 Assembly of composite panels for the rear fuselage section^[40]

壁板外形来调整末端各定位器的位置,从而实现机身壁板的夹持与定位。但柔性工装仅有3个平移自由度,对机身壁板外形的调整能力有限,其末端球铰无法感知装配力矩,且易因旋转而引入误差。该类工装无法满足对复合材料机身壁板装配变形的精准控制需求。

复合材料壁板因其脆性强、受外力作用易损伤的特点,需要柔性工装采取合理的夹紧方式进行固定。巴晓甫等^[42]针对飞机大型复合材料壁板的调姿定位和无损夹持问题,提出了兼具调姿和真空吸附的柔性工装方案;其吸盘和法向自适应模块既能无损吸附复合材料壁板,又能自适应复合材料壁板变形的法向调节,其结构如图9所示。但该吸附结构所施加的吸附力为固定值,不能精准调节装配力的大小,且该工装根据特定蒙皮壁板外形定制,因此只适用于单一一种类壁板的转盘。

上海飞机制造有限公司采用图10所示的工艺接头来实现工装上数控定位器与壁板之间的过渡连接,接头本体上制有多个螺栓孔,用于与壁板的螺栓连接孔位相对应,实现工艺接头的准确定位及与壁板外表面的紧密贴合。数控定位器通过工艺球头将作用载荷传递至壁板,工艺接头在壁板上的安装位置通常选择在刚性较好的一组隔框零件之间的区域,避免壁板在装配过程中产生过大的局部应力。该类工装虽然能够较好地保持壁板部件的外形准确度并避免应力集中的情况,但尚未实现整体均衡、低应力的系统性方案。

对于复合材料机身壁板来说,由于成型制造偏差易在装配调姿过程中产生装配应力,这直接影响复合材料结构的疲劳性能,进而影响飞机的整体服役性能。因此用于复合材料机身壁板装配的柔性工装应在保证几何精度的基础上,更加注重对壁板装配应力的系统性控制。空客公司

在复合材料机翼壁板装配过程中就应用了可施加数万牛顿加持力的大型装配型架^[43],采用可限制应力的柔性工装夹具是控制装配应力的重要手段。

国内外的飞机制造企业和学者主要采用集成了力传感器的柔性工装来达到减小或消除装配应力的目的。传感元件实时监测装配构件的装配应力变化,通过与控制系统集成,根据读取数值反馈来调节柔性工装运动,使装配应力保持在预设值之内,从而实现复合材料壁板的低应力装配。德国学者Mbarek等^[40]开发出一种应用于机身装配的三合一柔性工装系统——EcoPositioner,其系统模块和功能原理如图11所示。该系统包含可精确识别飞机部件位置和方向的大型测量系统、驱动多轴运动的控制系统和用于夹持飞机构件的工装系统3部分,该测量系统可监测装配应力并反馈给控制系统,进而改变工装对壁板的夹持点位置,避免装配应力对复合材料壁板造成损伤。汉堡工业大学Ramirez等^[44]开发了一种用于大型碳纤维复合材料结构装配的柔性自动化工装系统,六足并联机器人末端采用真空吸盘来吸附、固定壁板,吸盘装置能很好地贴合壁板曲率,配合装配力感知系统,控制并减少装配应力的产生。南京航空航天大学潘国威^[45]基于并联构型的飞机装配柔性工装,研究装配过程中的力控制问题,提出在装配对接过程中采用力位协同控制的方法来控制调姿内力。北京航空航天大学李东升团队^[46]针对主流三自由度定位器柔性装配方法的不足,提出了一种基于多机器人协同的复合材料机身壁板装配调姿控形方法。利用各机器人末端夹持来实现单元预定位,建立了多机器人柔性装配工装的全局运动学模型,通过多机器人主从协同运动实现复合材料机身壁板的调姿定位,并进行协同运动的误差分析,构



图7 飞机机身壁板刚性装配工装
Fig.7 Rigid assembly system for aircraft fuselage panel

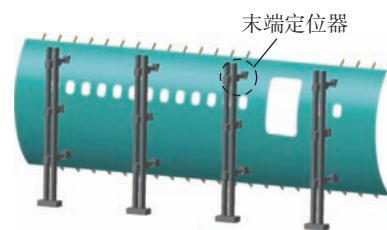


图8 飞机机身壁板柔性装配工装^[41]
Fig.8 Flexible assembly system of aircraft fuselage panel^[41]

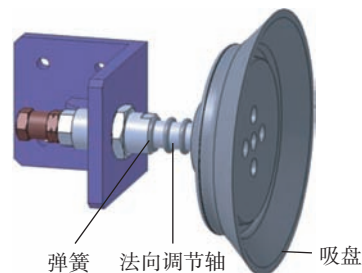


图9 吸盘自适应调整模块^[42]
Fig.9 Self-adjustment module of vacuum suction cup^[42]

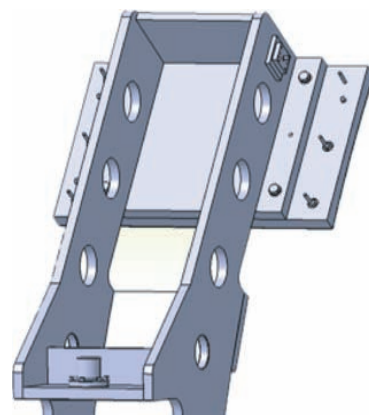


图10 用于辅助连接的工艺接头
Fig.10 Process connectors for auxiliary connections

建壁板形状控制点偏差与机器人运动量的变换关系,试验结果表明,机器人运动控制调节复合材料机身壁板形状的精度可达 0.6 mm,克服了三自由度定位器柔性装配方法存在的协调运动精度不足的问题,该法比三自由度定位器柔性装配方法具有更好的应用前景。

2.2 装配应力评估与优化技术

近年来,随着计算机技术的飞速发展,有限元分析技术在航空设计制造领域的应用也越来越广泛,基于有限元技术的仿真分析已成为解决复杂工程分析计算问题的主要途径。飞机复合材料壁板的装配应力成因复杂,受制造偏差、工装夹具等多种因素的影响,国外已有学者利用有限元仿真方法分析装配应力的成因。该研究主要利用有限元仿真技术建立各影响因素与复合材料构件装配应力之间的定量关系,揭示飞机复合材料构件装配应力的形成机理,进而对构件的制造和工艺工装设计进行评估和优化,以达到预测并控制装配应力的目的。

基于有限元仿真的装配应力评估优化技术和基于柔性工装的低应力调姿技术都属于低应力装配技术的范畴。这二者的不同之处在于,低应力调姿柔性工装系统是在实际装配过程中控制装配应力,基于有限元仿真的装配应力评估优化方法是在实际装配之前预测装配应力的水平,结合仿真结果评估并优化装配工装、工艺甚至是复合材料构件的制造工艺,从根源上控制装配应力的产生。

瑞典查尔姆斯理工大学 Söderberg 等^[47]利用有限元分析研究飞机复合材料翼盒的装配问题,提出了一种预测复合材料构件装配应力水平的方法,同时考虑装配工艺的变化,得出零件制造偏差和装配夹具偏差与装配应力之间的线性关系,并将预测装配应力与基于 Tsai-Hill 准则的失效应力进行比较,结果表现为失效应力

的百分比,仿真结果如图 12 所示^[47]。澳大利亚科廷大学 Dong 等^[48]提出了一种建立复合材料装配偏差和装配应力分布的方法,针对复合材料长桁与铝合金蒙皮的装配,预测其装配变形和残余应力,利用回归模型和蒙特卡洛方法建立了零件偏差和装配残余应力之间的关系,并嵌入范式等效应力屈服评估准则,从而评估了复合材料的损伤情况。

国内学者对直接评估优化复合材料壁板装配应力的研究较为有限,但是有学者基于有限元仿真技术研究了装配应力对复合材料壁板的破坏机理。上海飞机制造有限公司王世杰等^[49]利用 ABAQUS 有限元软件,对复合材料加筋壁板结构的应力

分布规律进行仿真分析,研究在装配载荷下长桁壁板的应力分布及预置分层损伤的扩展趋势,得出装配应力对长桁壁板结构的破坏机理。中国农业大学宋孟燕等^[50]应用复合材料层合结构分析软件 ADGS 建立了一套复合材料整体化构件装配破坏的仿真分析模型,验证了在装配过程中矫正固化变形的必要性。

目前在我国新一代的飞机机体结构中,复合材料的应用正逐步从翼面类结构为主的应用扩展到全机身部件的广泛应用。为适应复合材料机身壁板的装配需求,在结构件定位调姿过程中更好地控制变形和装配应力,需要在以下 2 个方面进行深入研究:(1)开发具有可在装配公差允

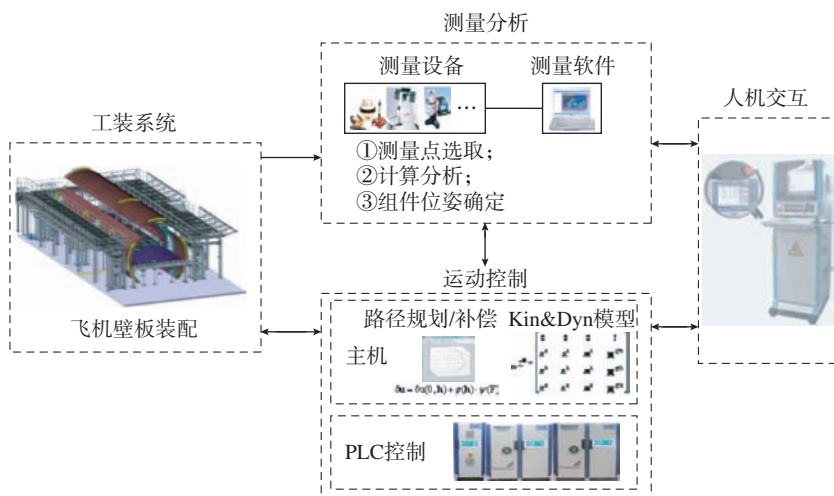
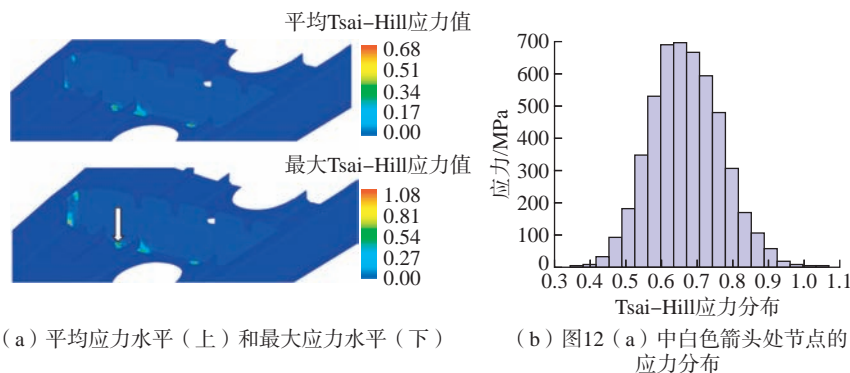


图 11 EcoPositioner 系统模块和功能原理^[40]

Fig.11 EcoPositioner system's modules and functional principle^[40]



(a) 平均应力水平(上)和最大应力水平(下)

(b) 图12(a)中白色箭头处节点的应力分布

图 12 飞机复合材料翼盒装配应力水平评估^[47]

Fig.12 Assembly stress assessment of aircraft composite wing box^[47]

许的范围内进行自适应功能的柔性工装,采用高精度力传感元件来监测装配应力,开展复合材料机身壁板的装配应力限值的研究工作;(2)针对基于数值仿真的装配应力评价与优化的深入研究,在设计过程中通过优化产品设计与工艺对复合材料壁板的装配应力进行控制。

3 复合材料机身壁板先进制孔连接技术

飞机复合材料壁板在完成定位调姿后需要进行制孔连接工作。连接部位是装配结构中的薄弱部位,飞机机体结构的疲劳损伤与破坏大多发生在连接部位,连接质量直接影响飞机结构的疲劳寿命^[51]。

3.1 复合材料壁板自动化制孔技术

飞机各部件之间的连接方式以机械连接为主,一架大型飞机的连接件个数能达到 200 万个^[52],保证这些连接结构的可靠性首先需要确保连接孔的质量,因此飞机大型壁板的制孔工作任务重、要求高。飞机复合材料壁板通常在柔性工装夹持作用下进行制孔连接,在这一过程中无法使用高精度的钻削机床,传统的飞机壁板装配中的制孔主要以人工风钻钻孔为主,手工制孔效率低下且孔的一致性差,容易造成复合材料的孔位偏心和分层损伤等缺陷。对于整体成型的复合材料壁板来说,制孔过程一旦出现偏差或者失误,有可能导致

整块壁板的报废而无法使用,无论是修复还是进行更换都将承担比金属壁板更大的经济成本,因此复合材料壁板要求有更高的制孔精度和制孔质量。近年来,自动化制孔技术快速发展并在航空航天制造领域投入应用,这不仅可以降低人力成本、提高生产效率,更能保障制孔的精度和质量,延长飞机的使用寿命。

现阶段用于飞机壁板等大部件装配的自动制孔设备主要分为机器人制孔设备和专用数控机床制孔设备两大类。其中,专用数控机床制孔设备主要适用于外形曲面变化不大的翼面类部件的制孔,机器人制孔系统则更适合圆筒状飞机机身壁板的制孔工装。机器人制孔系统分为有关节臂机器人制孔系统、柔性轨道机器人制孔系统和爬行式机器人制孔系统等,其中,柔性轨道机器人和爬行式机器人通常用于飞机机身段对接工作,关节臂制孔机器人适用于本文所研究的飞机机身壁板的装配制孔工作。关节臂机器人制孔系统主要由机器人系统模块、制孔执行器模块、视觉检测模块和上位机模块等部分组成,其典型结构类似于人的手臂,具有多个自由度,可以稳定、精准地完成单调重复的作业。目前工业中较为常用的机器人主要有 ABB、Kuka 和 Fanuc 等品牌,机器人选型需要根据工件尺寸、制孔执行器重量、制孔精度、使用成本等因素的综

合考虑来选取。末端制孔执行器是决定制孔质量的重要模块,对末端执行器的研制已成为机器人制孔系统开发的主要任务^[53]。

目前国外对于机器人制孔技术及末端执行器的研究已经很成熟,可以投入飞机装配的实际生产,且对其关键技术进行了封锁。为此,国内各大高校对关节臂机器人制孔系统特别是末端制孔执行器进行攻关研究,并取得了一定成果。浙江大学曲巍崑等^[54]研发了自动钻铆末端执行器,基于多传感器在线检测技术可智能识别并检测定位特征、快速更换钻头,在线上检测的反馈调节技术方面,采用了一种基于激光跟踪仪的闭环反馈控制方法,用于控制机器人的动静态误差以及坐标系标定和坐标系转换过程中的累计误差,提高了制孔的定位精度。南京航空航天大学 Wang 等^[55]针对关节臂机器人自动钻铆系统的特点和实际需求,研究开发了一套搭载在线检测功能的机器人自动钻铆系统,实现了对钻铆过程加工质量的在线检测,用来保证飞机零部件钻铆加工的质量要求,实现了末端执行器设计核心技术的突破。南京航空航天大学布音^[56]与航空工业成都飞机工业有限责任公司合作研发了关节臂自动制孔系统,该系统以 Kuka 机器人为载体,在机器人末端集成钻削执行器,其外形尺寸和工作姿态如图 13 所示^[56],该系统的绝

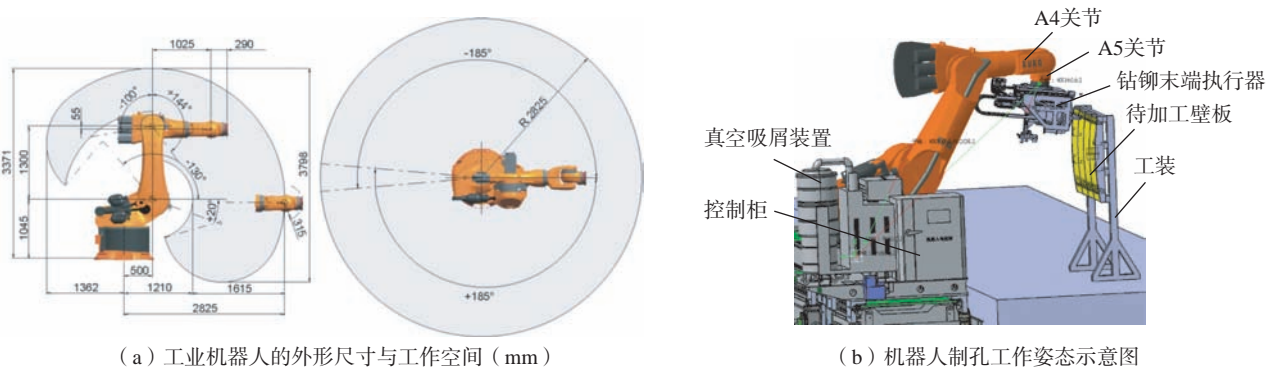


图 13 Kuka KR500-2 型工业机器人^[56]
Fig.13 Kuka KR500-2 industrial robot^[56]

对定位精度为 ± 0.3 mm, 法向偏差为 0.3° , 制孔效率可达到 3~4 个/min。

由于机器人制孔技术涉及的传感、测量、控制等高新技术面临国外的封锁, 未来需要从以下 3 个方面进行技术攻关: (1) 研究电磁感应引导、激光引导、视觉引导等对制孔机器人的准确引导移动, 实现制孔过程中的精确定位; (2) 集成自动制孔与单面紧固件安装的末端执行器技术, 实现制孔和紧固件安装的一体化流程; (3) 结合数字化测量技术进行孔位照相测量与精确定位, 保证壁板结构与机器人制孔系统坐标系的匹配找正。

3.2 复合材料壁板制孔工艺优化研究

应用自动化制孔设备对飞机复合材料壁板件进行制孔时, 要避免因重复定位而产生的误差, 通常不会采用分步制孔的方法。因此, 自动化制孔一般采用钻铰镗一体化复合刀具(图 14^[57]), 在制孔设备完成定位后一次性进行钻孔、铰孔和镗窝等操作。

在此工艺过程中, 钻削部分最先接触材料且去除的材料量最多, 极易造成复合材料的分层损伤, 较大的分层损伤可能导致整个零部件的报废。除此之外, 由于碳纤维的硬度较高, 应用于复合材料的制孔刀具也存在易磨损、寿命低的缺点, 使得加工成

本进一步上升。因此, 研究如何优化复合材料制孔工艺, 提高钻孔质量并延长刀具寿命, 对提高复合材料机身壁板的整体连接质量、降低生产成本具有重要意义。

为了解决上述问题, 长期以来国内外学者们针对复合材料结构制孔刀具和工艺优化进行了大量研究工作。Karnik 等^[58] 研究复合材料钻削加工参数对分层损伤的影响, 得出分层与主轴速度、进给速度和锋角关系密切, 高转速、低进给速度和小锋角的组合可以减少材料的分层损伤。Hocheng 等^[59] 研究了麻花钻、锯钻、负角度点钻、空心钻和阶梯钻这 5 种不同几何形状的刀具对碳纤维复合材料切削加工性的影响, 结果表明, 利用空心钻加工时可以采用较高的进给速度, 且不会产生分层, 而使用麻花钻加工时要采用较低的进给速度。上海飞机制造有限公司陆泰屹等^[60] 针对钛合金/CFRP 叠层自动制孔参数优化问题进行试验研究, 以孔壁表面粗糙度、刀具磨损情况和制孔轴向力分析为评价依据, 得出钛合金转速 400 r/min、进给量 0.100 mm/r 和 CFRP 转速 300 r/min、进给量 0.012 mm/r 是制孔质量最佳时的工艺参数。南京航空航天大学刘勇^[61] 以 CFRP 结构组成形式、纤维与基体的材料特性为出发点, 结合跨尺度数值模拟方法进行钻削数值模拟分析, 建立了跨尺度钻削模型, 该模型可以模拟孔周出现的毛刺、层间分层等真实损伤状态, 进一步对 CFRP 钻削的工艺参数、刀具结构进行优化, 得到了满足高精度装配需求的制孔工艺方案。天津工业大学王梓超等^[62] 研究超声振动辅助钻削和切削液对 SiC_p/Al 复合材料钻削工艺的影响, 以孔出口毛刺损伤、孔壁表面粗糙度和刀具磨损为评价标准, 建立了一套低损伤的制孔工艺, 试验结果表明, 超声振动辅助钻削可以使切削过程中的平均切削力减小 8.32%, 同时减轻刀

具的磨损、提高刀具寿命, 在工件底部加装垫板可以降低出口毛刺高度, 引入切削液和超声振动辅助加工均可以提高孔加工精度。

复合材料制孔工艺优化方面已相对成熟, 但由于复合材料的复杂性, 仍有以下问题需要进一步研究: (1) 关于钻削力对复合材料钻削损伤的影响机理已有大量深入研究, 需要更进一步讨论钻削热对复合材料钻削损伤的影响机理, 从而全面地预防钻削损伤的产生; (2) 应关注利用更高精度设备以检测制孔缺陷, 提高复合材料孔缺陷检测的效率和精度, 进一步建立更完善的复合材料孔质量评价方法。

3.3 复合材料结构先进连接技术

机械连接是飞机复合材料结构连接的主要方式。由于铆接过程中铆钉的挤压会造成复合材料分层和基体碎裂等损伤, 因此飞机复合材料连接结构特别是机身壁板等主承力结构, 已逐渐不再采用铆接方式。螺栓连接具有容易装配、允许拆卸、易于检修的优势, 适用于复合材料结构的装配连接。然而螺栓连接结构处在外载荷下会形成应力集中, 是复合材料连接的薄弱环节, 连接处的承载能力决定了整个结构的承载能力^[63], 飞机壁板等整体结构装配设计受到螺栓连接强度的严重限制^[64]。复合材料层合板在制孔时存在分层、应力集中等缺陷, 而用于连接的螺栓接头通常是金属结构, 这使得连接处更容易出现失效情况。确保复合材料螺栓连接质量的达标是保障飞机产品安全性和可靠性中至关重要的一环。

飞机复合材料结构在很多情况下选用环槽钉、单面抽钉、高锁螺栓等特殊结构的紧固件^[65], 其中, 高锁螺栓连接是飞机复合材料结构最典型、最常见的连接结构。据统计, 一架 F15 飞机采用了约 5500 个高锁螺栓, 一架伊尔 86 飞机采用了约

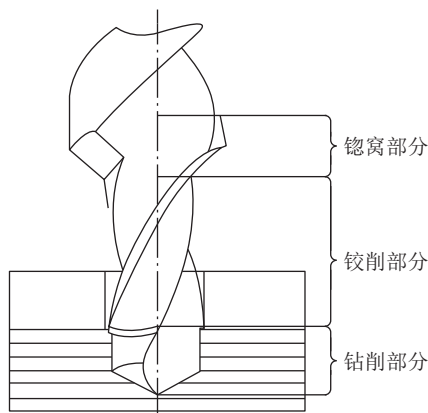


图 14 自动化制孔刀具^[57]

Fig.14 Automated drilling tools^[57]

34400 个高锁螺栓,一架波音 747 飞机采用了约 40000 个高锁螺栓,如图 15 所示^[66]。按照飞机不同部位承载要求,高锁螺栓分为抗剪切型和抗拉伸型两大类,在一架飞机中抗剪切型高锁螺栓占绝大部分。高锁螺栓与高锁螺母装配形成的紧固组件不仅具有自锁、高强度、高抗疲劳性、抗振动、易于安装等特点,同时可以有效避免复合材料电位腐蚀,大量应用于复合材料之间、复合材料与金属的连接。

近年来,国内外对应用于复合材料的高锁螺栓连接结构的静强度、疲劳和失效等方面开展了研究。在静强度方面,Egan 等^[67]研究了沉头高锁螺栓对复合材料间隙连接力学性能的影响,给出了不同间隙条件下沉头孔边界处的应力分布,结果表明,侧

向约束的压应力有可能抵消由于间隙而减小的接触面积产生的减弱效应,解释了间隙配合沉头接头承载强度升高的原因。段元欣^[68]通过理论分析、有限元仿真、试验相结合的方法,研究了应用于复合材料连接结构的高锁螺栓干涉安装到螺栓预紧再到结构受载的整个过程,分析了干涉量、拧紧力矩等因素对连接结构静强度的影响规律,并将其应用于实际的安装过程。Li 等^[69]通过对 ABAQUS 仿真分析软件进行二次开发,嵌入复合材料渐进损伤准则的方法,研究了不同干涉量下复合材料连接结构的损伤演化规律,从微观角度分析了不同干涉量对复合材料连接接头强度的影响,并指出合适的干涉量可以有效降低复合材料层板螺栓孔孔周的微观损伤。

在疲劳强度研究方面,Raju 等^[70]针对胶接和螺栓复合连接的复合材料层板接头的疲劳寿命展开研究,其有限元分析结果(图 16)表明,与采用普通螺栓和胶接进行复合连接相比,采用高锁螺栓和胶接进行复合连接的复合材料层板接头的疲劳寿命更长,其原因是高锁螺栓在工作过程中有效分担了部分载荷,改善了螺栓孔周的应力应变状态。Lanciotti 等^[71]针对复合材料连接板使用高锁螺栓连接时的疲劳性能进行试验研究,结果表明,与间隙配合相比,采用高锁螺栓连接层板时,疲劳源均远离螺栓孔周,且疲劳寿命大幅度提高。宋丹龙等^[72]研究了采用高锁螺栓连接复合材料层板时,不同干涉量的层板接头的疲劳寿命,研究结果表明,当相对干涉量达到 0.8% 时,复合材料层板就会发生分层现象,当相对干涉量达到 1.2% 时,复合材料层板分层现象十分明显,并且接头的疲劳寿命大幅降低。

也有学者针对飞机坠撞过程中高锁螺栓连接结构的耐冲击性进行了研究,这方面主要集中于高锁螺栓在坠撞载荷下的动态响应和失效模式,探究在动态载荷下的特殊力学行为^[73]。Heimbs 等^[74]研究了复合材料高锁螺栓连接件在准静态、2 m/s 和 10 m/s 加载速度下的失效行为,发现连接件的失效模式会随加载速

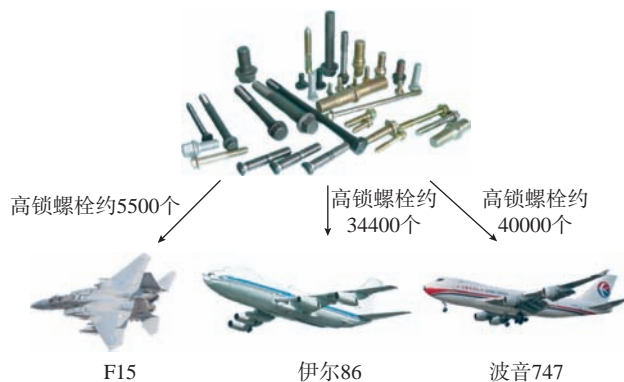


图 15 高锁螺栓在各类飞机上的应用数量^[66]
Fig.15 Quantity of high-lock bolts used in various types of aircrafts^[66]

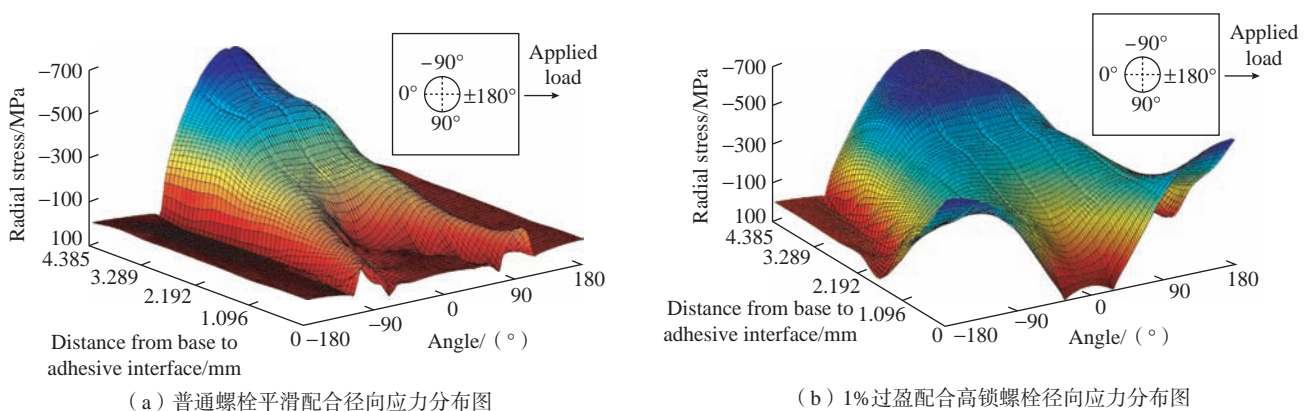


图 16 18.7 kN 施加载荷下高锁螺栓和普通螺栓接头中的径向应力比较^[70]
Fig.16 Comparison of radial stress between high-lock and ordinary bolt joint under 18.7 kN applied load^[70]

度的增加而变化,如准静态时表现为拉伸破坏,2 m/s 时表现为挤压破坏,10 m/s 时表现为连接件拉脱破坏。Egan 等^[75]研究了复合材料螺栓单搭接结构在准静态、5 m/s 和 10 m/s 加载速度下的力学行为,发现随着加载速度的增大,连接件失效模式从挤压失效变为拉脱失效或螺栓元件头部断裂失效。

随着胶黏剂胶接性能的不不断提高,工艺简单、成本低廉的胶接和基于胶接的混合连接也广泛应用于复合材料的连接结构中。胶接是利用胶黏剂在连接面上产生的机械结合力、物理吸附力和化学键合力而使两个胶接件连接起来的工艺方法。胶接与机械连接相比能更有效地降低复合材料的应力集中,并提高材料的抗震性^[76]。如图 17 所示^[77],在某些小型私人飞机的全复合材料机身结构中,胶接已成为主要的连接方式。然而,由于胶接存在耐冲击性差、老化性差、接头受环境影响较大等问题^[78],纯胶接连接往往只适用于应力较小的薄壁结构,对于大中型飞机复合材料壁板等厚度较厚、受力较大的结构件而言,应采用胶铆或胶螺的混合连接方式。混合连接技术结合了机械连接技术和胶接技术的各自优点,在大尺寸机身复合材料壁板结构的连接应用中,可起到减重、克服连接处应力集中、增强接头抗疲劳性能、减少裂纹损伤产生和扩展等作

用。

在复合材料结构先进连接技术方面,需要从以下 4 个方面进行突破:(1)需要对高锁螺栓连接结构的静强度、疲劳和失效等方面的理论进行深入研究;(2)利用计算机技术手段对高锁螺栓干涉配合进行有限元仿真研究;(3)提高高锁螺栓制造水平,力争自主研发生产航空高性能高锁螺栓;(4)研究提高胶铆、胶螺混合连接的刚度匹配度、载荷均匀性等。

4 结论

总的来说,飞机复合材料机身壁板装配大尺寸测量技术、定位调姿技术、先进制孔连接技术 3 方面并不是孤立存在的,它们之间有着密不可分的联系。大尺寸测量技术贯穿整个飞机复合材料机身壁板装配过程,飞机复合材料机身壁板整体成型后,需要应用大尺寸测量设备来检测成型壁板是否符合装配的尺寸误差要求,验证符合装配标准后再进行上架装配,利用多系统组合式测量技术来保证飞机壁板在装配型架上的精准定位,再借助低应力柔性调姿工装等手段进一步控制装配过程中产生的应力,完成机身整体的定位调姿工作,最后再采用先进制孔连接技术进行高质量、高效率的连接,提高关键连接处的质量,进而延长飞机的整体使用寿命。本文面向飞机复合材料机

身壁板装配过程中所涉及的大尺寸测量、定位调姿、制孔连接中的关键技术,综述了飞机复合材料机身壁板装配技术的研究成果,讨论并总结了飞机复合材料机身壁板装配技术的发展趋势。

(1)飞机复合材料机身壁板通常较大且对装配精度的要求较高,目前国内飞机制造业对于大尺寸测量系统的应用方式局限于激光跟踪仪、激光雷达等单一测量系统的使用,应开展针对复合材料机身壁板的组合式大尺寸测量系统的关键技术研究,拓展大尺寸测量技术在飞机装配中的深化应用。

(2)定位调姿是飞机复合材料机身壁板的重要环节,这一过程中除了需保证装配精度外,也要严格控制装配应力的水平。为此,可在 2 个方面进行深入研究,一是低应力调姿工装等在下游工艺环节中控制装配应力的技术措施,二是利用仿真手段在上游设计环节探寻避免装配应力产生的举措。

(3)在大尺寸飞机复合材料壁板装配过程中,制孔连接的工作量大,对制孔的精度和质量要求高,连接处的强度要求也更加严格。为解决这些问题,需要广泛采用自动化制孔设备来提高制孔的质量和效率,并进一步优化连接工艺,探究高锁螺栓连接、混合连接等广泛适用于复合材料连接的工艺和方法。

(4)综合飞机复合材料机身壁板装配过程中所涉及的大尺寸测量、定位调姿、制孔连接相关技术,利用各项技术的优缺点,综合制定飞机机身复合材料壁板装配的整体解决方案,这对未来复合材料机身壁板的装配工作具有重大指导意义。

参考文献

- [1] AAMIR M, TOLOUEI-RAD M, GIASIN K, et al. Recent advances in drilling of carbon fiber-reinforced polymers for aerospace

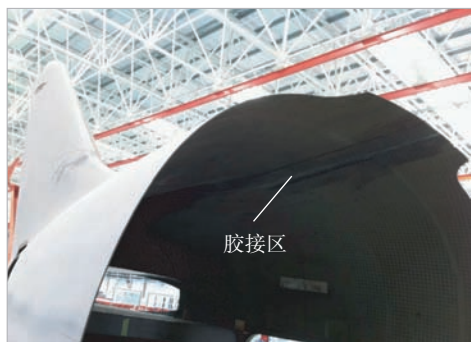


图 17 小型飞机后机身结构胶接^[77]

Fig.17 Structural bonding of diminutive aircraft rear fuselage^[77]

applications: A review[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2019, 105(5): 2289–2308.

[2] MAIR R I. Advanced composite structures research in Australia[J]. Composite Structures, 2002, 57(1–4): 3–10.

[3] 牛春匀. 实用飞机复合材料结构设计及制造[M]. 程小全, 张纪奎, 译. 北京: 航空工业出版社, 2010: 2–4.

NIU Chunyun. Composite airframe structures[M]. CHENG Xiaoquan, ZHANG Jikui, trans. Beijing: Aviation Industry Press, 2010: 2–4.

[4] 杜善义. 先进复合材料与航空航天[J]. 复合材料学报, 2007, 24(1): 1–12.

DU Shanyi. Advanced composite materials and aerospace engineering[J]. Acta Materialia Composita Sinica, 2007, 24(1): 1–12.

[5] 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.

[6] 孙振起, 吴安如. 先进复合材料在飞机结构中的应用[J]. 材料导报, 2015, 29(11): 61–64, 69.

SUN Zhenqi, WU Anru. Application of advanced composite in aircraft structures[J]. Materials Reports, 2015, 29(11): 61–64, 69.

[7] 刘善国. 国外飞机先进复合材料技术[J]. 航空制造技术, 2014, 57(19): 26–31.

LIU Shanguo. Advanced composite technology of foreign aircraft[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2014, 57(19): 26–31.

[8] 李东升, 翟雨农, 李小强. 飞机复合材料结构少无应力装配方法研究与应用进展[J]. 航空制造技术, 2017, 60(9): 30–34.

LI Dongsheng, ZHAI Yunong, LI Xiaoqiang. Research and application advances of stress-less assembly methods for composite airframe[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2017, 60(9): 30–34.

[9] 范玉青, 张丽华. 超大型复合材料机体部件应用技术的进展——飞机制造技术的新跨越[J]. 航空学报, 2009, 30(3): 534–543.

FAN Yuqing, ZHANG Lihua. New development of extra large composite aircraft

components application technology—Advance of aircraft manufacture technology[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(3): 534–543.

[10] 马志阳, 高丽敏, 徐吉峰. 复合材料在大飞机主承力结构上的应用与发展趋势[J]. 航空制造技术, 2021, 64(11): 24–30.

MA Zhiyang, GAO Limin, XU Jifeng. Application and development for composite primary structure in large aircraft[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(11): 24–30.

[11] 刘镇阳, 翟雨农, 李东升, 等. 飞机复合材料壁板装配变形控制技术研究与进展[J]. 航空制造技术, 2022, 65(18): 46–54, 78.

LIU Zhenyang, ZHAI Yunong, LI Dongsheng, et al. Research and application progress of deformation control technology for aircraft composite panel assembly[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2022, 65(18): 46–54, 78.

[12] 张娜, 姚树燕, 马钜, 等. 复合材料薄板的成型固化收缩变形研究[J]. 玻璃钢/复合材料, 2009(4): 24–26, 31.

ZHANG Na, YAO Shuyan, MA Ju, et al. Study on the shrinkage deformation of thin composite laminates during curing process[J]. Fiber Reinforced Plastics/Composites, 2009(4): 24–26, 31.

[13] 程文礼, 邱启艳, 陈静. 热压罐成型复合材料固化变形机理及控制研究[J]. 材料导报, 2012, 26(S1): 410–414.

CHENG Wenli, QIU Qiyan, CHEN Jing. Study on the cure-induced deformation mechanism and control of composite structures in autoclave process[J]. Materials Reports, 2012, 26(S1): 410–414.

[14] 寇哲君, 龙国荣, 万建平, 等. 热固性树脂基复合材料固化变形研究进展[J]. 宇航材料工艺, 2006(Z1): 7–11.

KOU Zhejun, LONG Guorong, WAN Jianping, et al. Progress of study on curing induced shape distortion for resin matrix thermosetting composites[J]. Aerospace Materials & Technology, 2006(Z1): 7–11.

[15] WITHERS P J. Residual stress and its role in failure[J]. Reports on Progress in Physics, 2007, 70(12): 2211–2264.

[16] ZHAO L G, WARRIOR N A, LONG A C. A micromechanical study of residual stress and its effect on transverse failure in polymer-

matrix composites[J]. International Journal of Solids and Structures, 2006, 43(18–19): 5449–5467.

[17] ZHANG K M, GU Y Z, ZHANG J L, et al. Rapid curing vacuum-assisted resin infusion molding using silicone rubber sheet heater and the effect of cooling process on the properties of carbon fiber/epoxy composites[J]. Journal of Composite Materials, 2016, 50(13): 1837–1850.

[18] ABDEL-RAHEEM N A, HALIM S F, AL-KHORIBI A H. The effect of different curing conditions on hardness, thickness, and residual stress of carbon fiber reinforced epoxy composites[J]. Journal of Composite Materials, 2018, 52(14): 1959–1970.

[19] 蔡闻峰, 薛小平. 先进复合材料结构飞机机械连接技术现状及发展方向[J]. 航空精密制造技术, 2010, 46(2): 22–24.

CAI Wenfeng, XUE Xiaoping. Present situation and development direction of mechanical connection technology for advanced composite structure aircraft[J]. Aviation Precision Manufacturing Technology, 2010, 46(2): 22–24.

[20] 杜兆才, 姚艳彬, 王健. 机器人钻铆系统研究现状及发展趋势[J]. 航空制造技术, 2015, 58(4): 26–31.

DU Zhaocai, YAO Yanbin, WANG Jian. Research status and development trends of robot drilling and riveting system[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2015, 58(4): 26–31.

[21] SCHMITT R H, PETEREK M, MORSE E, et al. Advances in large-scale metrology—Review and future trends[J]. CIRP Annals, 2016, 65(2): 643–665.

[22] 李鑫. 数字化测量技术在飞机装配中的应用[J]. 航空制造技术, 2014, 57(13): 52–55.

LI Xin. Application of digital measurement technology in aircraft assembly[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2014, 57(13): 52–55.

[23] BURGE J H, SU P, ZHAO C Y, et al. Use of a commercial laser tracker for optical alignment[C]//SPIE proceedings of optical system alignment and tolerancing. California, US: SPIE, 2007: 1–13.

[24] 蔡闻峰, 周惠群, 何颖. 激光跟踪仪在无人飞机总装中的应用[J]. 工具技术, 2006, 40(8): 77–80.

CAI Wenfeng, ZHOU Huiqun, HE Ying.

Study and application for UAV assemble by laser tracker[J]. *Tool Engineering*, 2006, 40(8): 77–80.

[25] 邹爱丽, 王亮, 李东升, 等. 数字化测量技术及系统在飞机装配中的应用[J]. *航空制造技术*, 2011, 54(21): 72–75.

ZOU Aili, WANG Liang, LI Dongsheng, et al. Application of digital measuring system in aircraft assembly[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2011, 54(21): 72–75.

[26] 李现坤. 基于数字化测量的复材整体壁板定位技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017.

LI Xiankun. Research on positioning technology of composite integral panel based on digital measurement[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017.

[27] 邹冀华, 周万勇, 邹方. 数字化测量系统在大部段对接装配中的应用[J]. *航空制造技术*, 2010, 53(23): 52–55.

ZOU Jihua, ZHOU Wanyong, ZOU Fang. Application of digital measurement system in major part butt[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2010, 53(23): 52–55.

[28] XUE B, ZHU J G, ZHAO Z Y, et al. Validation and mathematical model of workspace measuring and positioning system as an integrated metrology system for improving industrial robot positioning[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part B: Journal of Engineering Manufacture*, 2014, 228(3): 422–440.

[29] 朱永国, 张文博, 邓正平, 等. 基于激光跟踪仪和机器视觉的飞机翼身对接装配偏差动态综合修正[J]. *机械工程学报*, 2019, 55(24): 187–196.

ZHU Yongguo, ZHANG Wenbo, DENG Zhengping, et al. Dynamic synthesis correction of deviation for aircraft wing-fuselage docking assembly based on laser tracker and machine vision[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2019, 55(24): 187–196.

[30] 李泷杲, 黄翔, 方伟, 等. 飞机装配中的数字化测量系统[J]. *航空制造技术*, 2010, 53(23): 46–48, 59.

LI Shuanggao, HUANG Xiang, FANG Wei, et al. Digital measurement system for aircraft assembly[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2010, 53(23): 46–48, 59.

[31] 王莉, 方伟, 邢宏文. 大尺寸空间测量方法的实施及应用[J]. *南京航空航天大学*

学报, 2012, 44(S1): 48–51.

WANG Li, FANG Wei, XING Hongwen. Implementation of measurement method for large scale roomage[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2012, 44(S1): 48–51.

[32] 刘玉松, 刘琦, 谭清中. 基于激光雷达的数字化装配检测技术研究[J]. *航空制造技术*, 2017, 60(21): 91–93, 101.

LIU Yusong, LIU Qi, TAN Qingzhong. Research on digital assembly detection technology based on laser radar[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2017, 60(21): 91–93, 101.

[33] 刘坤. 飞机装配中工装定位器关键几何特征估算方法研究[D]. 大连: 大连理工大学, 2021.

LIU Kun. Research on estimation method for key geometric features of tooling positioner in aircraft assembly[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2021.

[34] 侯尚, 翟建军, 黄翔, 等. 基于激光雷达的飞机外形检测路径规划研究[J]. *机械制造与自动化*, 2015, 44(2): 106–108, 122.

HOU Shang, ZHAI Jianjun, HUANG Xiang, et al. Research on aircraft shape measurement path planning based on laser radar[J]. *Machine Building & Automation*, 2015, 44(2): 106–108, 122.

[35] 安志勇, 曹秒, 段洁. 数字化测量技术在飞机装配中的应用[J]. *航空制造技术*, 2013, 56(18): 48–51.

AN Zhiyong, CAO Miao, DUAN Jie. Application of digital measurement technology in aircraft assembly[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2013, 56(18): 48–51.

[36] MESHIHIN A A, POLYANSKOV Y V, ZHELEZNOV O V. Method of assembly and adhesive technological equipment automated design[J]. *Journal of Physics: Conference Series*, 2019, 1399(4): 044083.

[37] JIANG Y F, HUANG X, LI S S. An on-line compensation method of a metrology-integrated robot system for high-precision assembly[J]. *Industrial Robot*, 2016, 43(6): 647–656.

[38] 江一帆. 基于实测模型的隔热瓦装配定位技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019.

JIANG Yifan. Research on assembly positioning technology of heat insulation tile

based on measured model[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019.

[39] 林雪竹, 曹国华, 李丽娟, 等. 多传感融合的飞机数字化测量技术[J]. *航空制造技术*, 2013, 56(7): 46–49.

LIN Xuezu, CAO Guohua, LI Lijuan, et al. Aircraft digital measuring technology of multi-sensor fusion[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2013, 56(7): 46–49.

[40] MBAREK T, MEISSNER A, BIYIKLIOGLU N. Positioning system for the aircraft structural assembly[J]. *SAE International Journal of Aerospace*, 2011, 4(2): 1038–1047.

[41] 李东升, 杨应科, 翟雨农, 等. 民用飞机复合材料机身壁板装配协调形性调控技术研究[J]. *复合材料学报*, 2022, 39(9): 4310–4318.

LI Dongsheng, YANG Yingke, ZHAI Yunong, et al. Research on shape and force control technology for commercial aircraft CFRP fuselage panel assembly[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2022, 39(9): 4310–4318.

[42] 巴晓甫, 闫喜强, 郝巨, 等. 大型复合材料机身壁板调姿定位与真空吸附柔性工装设计[J]. *航空制造技术*, 2018, 61(13): 42–46.

BA Xiaofu, YAN Xiqiang, HAO Ju, et al. Design of adjust position and vacuum adsorption flexible tooling for large composite material fuselage panel[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2018, 61(13): 42–46.

[43] 王华. 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[J]. *航空制造技术*, 2018, 61(7): 26–33.

WANG Hua. Advanced composite part assembly: A survey of methodologies and practices[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2018, 61(7): 26–33.

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

[45] 潘国威. 基于并联构型的飞机装配可重构调姿系统研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020.

PAN Guowei. Research on reconfigurable attitude adjustment system for aircraft assembly based on parallel configuration[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020.

[46] 杨应科, 李东升, 沈立恒, 等. 大型

复合材料机身壁板多机器人协同装配调姿控形方法[J]. 航空学报, 2023, 44(14): 290–301.

YANG Yingke, LI Dongsheng, SHEN Liheng, et al. Pose and shape adjustment method for CFRP fuselage panel based on multi-robot collaboration[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(14): 290–301.

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

[48] DONG C S, KANG L. Deformation and stress of a composite–metal assembly[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2012, 61(9): 1035–1042.

[49] 王世杰, 陈振, 徐鹏, 等. 复合材料加筋壁板装配应力对结构失效影响的试验与数值分析[J]. 复合材料科学与工程, 2021(4): 96–101.

WANG Shijie, CHEN Zhen, XU Peng, et al. Experimental and numerical analysis of the effect of assembly stress on the composite stiffened panel failure[J]. Composites Science and Engineering, 2021(4): 96–101.

[50] 宋孟燕, 傅向荣, 田歌, 等. 复合材料整体化构件的装配破坏仿真研究[J]. 纤维复合材料, 2013, 30(3): 21–26.

SONG Mengyan, FU Xiangrong, TIAN Ge, et al. The study on assembly damage simulation of composite integrative component[J]. Fiber Composites, 2013, 30(3): 21–26.

[51] 喻龙, 章易镰, 王宇晗, 等. 飞机自动钻铆技术研究现状及其关键技术[J]. 航空制造技术, 2017, 60(9): 16–25.

YU Long, ZHANG Yilian, WANG Yuhan, et al. Research status of aircraft automatic drilling and riveting system and its key technology[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2017, 60(9): 16–25.

[52] 李永超. 飞机壁板机器人自动化制孔法向修正技术研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2014.

LI Yongchao. Research on normal correction technology of automatic hole-making for aircraft panel robot[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2014.

[53] 董松, 郑侃, 孟丹, 等. 大型复杂构件机器人制孔技术研究进展[J]. 航空学报, 2022, 43(5): 23–40.

DONG Song, ZHENG Kan, MENG Dan, et al. Robotic drilling of large complex components: A review[J]. Acta Aeronautica et

Astronautica Sinica, 2022, 43(5): 23–40.

[54] 曲巍巍, 董辉跃, 柯映林. 机器人辅助飞机装配制孔中位姿精度补偿技术[J]. 航空学报, 2011, 32(10): 1951–1960.

QU Weiwei, DONG Huiyue, KE Yinglin. Pose accuracy compensation technology in robot-aided aircraft assembly drilling process[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(10): 1951–1960.

[55] WANG W, TIAN W, LIAO W H, et al. Error compensation of industrial robot based on deep belief network and error similarity[J]. Robotics and Computer-Integrated Manufacturing, 2022, 73: 102220.

[56] 布音. 工业机器人精密制孔系统刚度特性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017.

BU Yin. Study on stiffness characteristics of precision hole-making system of industrial robot[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017.

[57] 齐振超. CFRP/金属叠层结构钻削力建模与分层控制方法研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2015.

QI Zhenchao. Research on drilling force modeling and layered control method of CFRP/ metal laminated structure[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2015.

[58] KARNIK S R, GAITONDE V N, RUBIO J C, et al. Delamination analysis in high speed drilling of carbon fiber reinforced plastics (CFRP) using artificial neural network model[J]. Materials & Design, 2008, 29(9): 1768–1776.

[59] HOCHENG H, TSAO C C. Comprehensive analysis of delamination in drilling of composite materials with various drill bits[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2003, 140(1–3): 335–339.

[60] 陆泰屹, 王贤锋, 王守文, 等. 钛合金/CFRP叠层材料自动制孔工艺参数优化研究[J]. 工具技术, 2022, 56(10): 35–39.

LU Taiyi, WANG Xianfeng, WANG Shouwen, et al. Optimization of technological parameter on automatic drilling of titanium alloy/CFRP laminated materials[J]. Tool Engineering, 2022, 56(10): 35–39.

[61] 刘勇. 面向CFRP钻削的跨尺度数值模拟技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020.

LIU Yong. Research on scale-span numerical simulation techniques for CFRP drilling[D]. Nanjing: Nanjing University of

Aeronautics and Astronautics, 2020.

[62] 王梓超, 刘畅, 王锴, 等. SiC_p/Al复合材料低损伤制孔工艺的实验研究[J]. 复合材料科学与工程, 2022(4): 68–72, 97.

WANG Zichao, LIU Chang, WANG Kai, et al. Experimental study on low damage hole making of SiC_p/Al composites[J]. Composites Science and Engineering, 2022(4): 68–72, 97.

[63] MCCARTHY M. BOJCS: Bolted joints in composite aircraft structures[J]. Air & Space Europe, 2001, 3(3–4): 139–142.

[64] ATAŞ A, SOUTIS C. Damage and failure analysis of bolted joints in composite laminates[M]//The Structural Integrity of Carbon Fiber Composites. Cham: Springer International Publishing, 2016: 591–644.

[65] 曹增强. 应对我国大飞机研制的装配连接技术[J]. 航空制造技术, 2009, 52(2): 88–91.

CAO Zengqiang. Assembly connecting technology for the research of China large aircraft[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2009, 52(2): 88–91.

[66] 杨柳, 岳婷, 左杨杰, 等. 复合材料结构用干涉配合高锁螺栓技术[J]. 航空精密制造技术, 2022, 58(3): 27–30.

YANG Liu, YUE Ting, ZUO Yangjie, et al. Interference fit high-lock bolt technology for composite structure[J]. Aviation Precision Manufacturing Technology, 2022, 58(3): 27–30.

[67] EGAN B, MCCARTHY C T, MCCARTHY M A, et al. Stress analysis of single-bolt, single-lap, countersunk composite joints with variable bolt-hole clearance[J]. Composite Structures, 2012, 94(3): 1038–1051.

[68] 段元欣. CFRP螺栓干涉连接结构预紧行为及静强度研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2015.

DUAN Yuanxin. Study on pre-tightening behavior and static strength of CFRP bolt interference connection structure[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2015.

[69] LI J, LI Y, ZHANG K, et al. Interface damage behaviour during interference-fit bolt installation process for CFRP/Ti alloy joining structure[J]. Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures, 2015, 38(11): 1359–1371.

[70] RAJU K P, BODJONA K, LIM G-H, et al. Improving load sharing in hybrid bonded/bolted composite joints using an interference-fit bolt[J]. Composite Structures, 2016, 149:

329–338.

[71] LANCIOTTI A, LAZZERI L. Fatigue resistance and residual strength of riveted joints in FML[J]. *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*, 2009, 32(10): 837–846.

[72] 宋丹龙, 张开富, 钟衡, 等. 层合板干涉螺栓分层损伤及其临界干涉量[J]. *航空学报*, 2016, 37(5): 1677–1688.

SONG Danlong, ZHANG Kaifu, ZHONG Heng, et al. Delamination damage and critical interference percentage for interference fit bolt joint of laminates[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 37(5): 1677–1688.

[73] 惠旭龙, 刘小川, 白春玉, 等. 复合材料结构用高锁螺栓的动态复合加载失效特性[J]. *兵工学报*, 2019, 40(10): 2142–2150.

HUI Xulong, LIU Xiaochuan, BAI Chunyu, et al. Failure characteristics of

high-lock bolts for composite structures under dynamic combined loading[J]. *Acta Armamentarii*, 2019, 40(10): 2142–2150.

[74] HEIMBS S, SCHMEER S, BLAUROCK J, et al. Static and dynamic failure behaviour of bolted joints in carbon fibre composites[J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2013, 47: 91–101.

[75] EGAN B, MCCARTHY C T, MCCARTHY M A, et al. Static and high-rate loading of single and multi-bolt carbon–epoxy aircraft fuselage joints[J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2013, 53: 97–108.

[76] ZHANG D W, ZHANG Q, FAN X G, et al. Review on joining process of carbon fiber-reinforced polymer and metal: Methods and joining process[J]. *Rare Metal Materials and*

Engineering, 2018, 47(12): 3686–3696.

[77] 李春威. 复合材料胶接技术的发展与应用[J]. *航空制造技术*, 2011, 54(20): 88–91.

LI Chunwei. Development and application of composites adhesive bonding technology[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2011, 54(20): 88–91.

[78] 张龙, 马冀君, 李锋伟, 等. 碳纤维增强树脂基复合材料与金属材料的胶接及混合连接技术研究进展[J]. *西安航空学院学报*, 2022, 40(5): 44–57, 96.

ZHANG Long, MA Jijun, LI Fengwei, et al. Research progress of bonding and hybrid connection technology between carbon fiber reinforced polymer and metal materials[J]. *Journal of Xi'an Aeronautical University*, 2022, 40(5): 44–57, 96.

Analysis and Prospect of Assembly Technology of Aircraft Composite Fuselage Panel

CHEN Wenliang¹, LI Yixing¹, FENG Suling^{1,2}

(1. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. COMAC Shanghai Aircraft Manufacturing Co., Ltd., Shanghai 201324, China)

[ABSTRACT] Composite materials are widely used in the aerospace field due to their excellent comprehensive properties. The application range of composite materials is gradually expanding from secondary load-bearing structures to main load-bearing structures. The traditional metal assembly panels constituting the fuselage structure are gradually being replaced by composite integral panels. The composite panels with assembly processing characteristics that are different from traditional metal panels, therefore, new requirements for assembly methods and assembly processes are proposed. Aiming at the assembly process of aircraft composite fuselage panels, the large-scale measurement technology, the assembly positioning and attitude adjustment technology, and the advanced hole connection of composite fuselage panels are introduced. Research progress and application situation at home and abroad in recent years are systematically summarized, and the future research and application development direction of aircraft large-scale composite structure assembly technology is expounded.

Keywords: Aircraft assembly; Composite; Fuselage panel; Measurement; Flexible tooling; Positioning and attitude adjustment; Mechanical connection

(责编 向阳)

引文格式: 胡晓坤, 杨溢涛, 赵强强, 等. 基于肤面模型的精密主轴回转精度分析[J]. 航空制造技术, 2024, 67(16): 74-84.

HU Xiaokun, YANG Yitao, ZHAO Qiangqiang, et al. Rotation accuracy analysis for precision spindles based on skin model[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2024, 67(16): 74-84.

基于肤面模型的精密主轴回转精度分析*

胡晓坤¹, 杨溢涛¹, 赵强强¹, 兰 辉², 李小虎¹, 洪 军¹

(1. 西安交通大学, 西安 710049;

2. 秦川机床工具集团股份有限公司, 宝鸡 721009)

[摘要] 主轴是典型的多轴承转子系统, 由于其结构中广泛存在的并行连接关系, 以及轴承误差和零部件误差的相互耦合, 导致对主轴进行精度分析十分困难。针对此问题, 提出一种主轴的回转精度分析方法。首先使用小位移旋量理论和肤面模型方法对零件的形位公差和轴承回转轨迹进行建模, 构建了零部件的全公差模型。其次, 分析了主轴结构中存在的完全并行连接关系, 提出了基于优化方法求解零部件误差传递的主轴回转精度计算方法。最后, 使用所提出的方法对某型磨削主轴进行了公差分析和敏感度计算, 结果表明, 该方法能够较好地分析主轴的回转精度, 并通过改进公差设计将精度合格率从 74.3% 提升至 88.2%, 有效地提高了主轴的公差设计水平。

关键词: 主轴; 完全并行连接; 肤面模型; 回转精度; 公差分析

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2024.16.074



胡晓坤

博士研究生, 研究方向为精密装配。

精密主轴是航空制造机床的核心功能部件, 被广泛用于压气机叶片抛光等重要航空零部件的加工制造过程中, 其回转误差对航空零部件的加工精度具有巨大影响^[1]。然而, 由于主轴的结构特性, 其回转误差在加工过程中难以通过数控系统进行补偿。因此, 在设计阶段开展主轴回转精度分析, 预测装配后的精度性能指标, 对主轴的性能保障至关重要。

回转精度作为主轴的重要性能指标, 长期以来得到了研究人员的广泛关注。一些学者尝试开发各类测量系统及误差分离算法以获得更加精确的主轴回转误差, 例如 Cui 等^[2]开发了一种基于唐纳森反转法测量主轴径向回转误差的纳米系统。Ni 等^[3]提出了一种基于复合激光目标的主轴误差测量方法, 该法能够测量主轴运动误差, 包括轴向、径向和倾斜运动误差。张华等^[4]使用 Lion

Precision 公司的主轴回转精度测试仪对砂轮动静压主轴系统的回转精度进行测试, 并基于有限元方法分析了该型主轴的静刚度等性能指标。另一些学者则尝试探究主轴回转精度的影响因素, Hu 等^[5]使用可变预紧试验台研究了预紧力和方法对主轴旋转精度的影响。Fang 等^[6]探讨了中推力轴承结构精密静压主轴中转子同轴度误差对主轴精度的影响。然而这些基于试验的方法仅能探究单个因素对主轴回转精度的影响, 无法建立主轴的回转精度模型。而主轴的回转误差归根结底来源于零部件的制造和装配, 零件的制造误差在装配阶段的传递、累积使得主轴各零部件偏离名义位置, 从而在运转时产生了回转误差, 这与零部件的加工精度和主轴的公差设计紧密相关。因而从公差角度出发, 建立主轴的回转精度模型对于预测、调控主轴的回转

* 基金项目: 国防基础科研项目 (JCKY2021601B006); 国家自然科学基金 (52175250, 52075427, 52205539); 陕西省重点研发计划 (2021LL-JB-04)。

误差具有重要意义。

长期以来,学者们在公差建模及分析方面做了许多工作。在零件公差建模方面,小位移旋量理论(Small displacement torsor, SDT)^[7]、雅克比旋量法^[8-10]、矢量环法^[11]、T-Map法^[12]和多面体理论^[13-14]是当前进行公差建模和分析的主要方法。其中,SDT理论基于自由度约束的思想,将特征面的制造误差等效为偏离名义位置的理想表面。使用旋量理论对公差进行建模并与雅克比矩阵相结合,能够便捷高效地进行误差传递的计算。一些学者基于上述理论方法尝试建立了主轴的精度模型,例如Huang等^[15]提出了一种考虑轴承配合误差的车床主轴回转误差综合模型,但该方法极大地简化了主轴的结构因而难以用于实际产品分析。Guo等^[16]基于SDT理论建立了更全面的主轴精度分析模型,该模型综合考虑了定位、定向和轴承回转误差但无法兼顾形状误差,这是由于上述公差建模方法在表征形状误差方面存在着“先天不足”所导致的。因为包含形状误差的零件表面往往是非理想表面,无法通过名义表面的等效位姿变换进行表示,也即无法简单地通过一组矢量或矩阵进行数学表达。尽管T-Map和多面体理论基于集合交并集运算的方法可以考虑形状误差,其中的T-Map法也完全满足ASME标准,能对各类误差进行建模^[17];但這些方法无法考虑零件的误差分布情况,仅能进行极值分析,更无法分析零件之间装配的相对定位关系,使得此类方法在指导公差设计方面存在一定的局限性。

为了在精度建模中更好地考虑形状误差,肤面模型(Skin model, SM)的概念被引入了装配精度分析领域^[18]。与名义模型不同,肤面模型是零件与其环境之间的物理界面模型^[19],使用无限数量的点对特征进行描述,可以考虑从宏观到纳米尺度的各种

几何偏差,但是无限数量的点在实际分析和计算中难以实现。因此,Schleich等^[20]进一步提出了肤面模型形状(Skin model shape, SMS)的概念,使用有限数量的点对零件特征面进行描述,能够很好地表征零件因加工而产生的非理想表面。与以往研究中将理想面进行偏移来对形状误差进行等效不同,肤面模型形状使用点云对非理想表面进行表征,这使得在进行装配误差分析中精确考虑形状误差成为可能。基于肤面模型形状的装配仿真,可以使用Samper等^[21]提出的差表面法进行分析,通过计算差值表面进行接触仿真分析。另一种分析方法则是点云处理领域广泛使用的配准(Registration)技术,例如迭代最近点算法(Iterative closest point, ICP)^[22-23]。与从ICP方法中衍生而来的约束配准方法相比,差表面法在计算柱面特别是涉及过盈配合时有着很大的局限性,因而并不适用于存在大量柱面和过盈配合的主轴分析中。许多学者基于肤面模型开展了装配精度分析的研究,例如应用肤面模型形状表征航空发动机中的形状误差,并使用碰撞检测算法进行模拟来分析装配偏差^[24]。Wang等^[25]基于肤面模型形状建立了零件数字孪生模型,并在负载敏感多路阀的泄漏分析上取得了良好的应用效果。Yi等^[26]则进一步将肤面模型形状的应

用推广到包含有局部并行连接装配体的公差分析中。上述研究尝试使用肤面模型方法建立能考虑形状误差的精度分析模型,然而该方法在精密主轴精度分析领域的研究仍然较少,特别是对考虑主轴内部过约束结构所导致的复杂连接关系的研究仍然不足。

综上所述,过往的研究尚不能很好地在主轴回转精度分析中综合考虑零部件形位误差,也无法解决主轴系统中存在的完全并行连接关系。基于此,本文综合运用小位移旋量理论和肤面模型方法表征主轴零部件的形位误差,分析了主轴中存在的完全并行连接关系,并提出使用优化的方法求解完全并行连接关系下的主轴回转误差。最后以某型磨削主轴为案例,研究了公差与主轴回转精度之间的关系,并通过敏感度分析改进了该型主轴的设计公差,证明了该方法在主轴回转精度分析中的有效性。

1 主轴回转误差

作为一种典型的转子系统,主轴通常由轴承、转子、轴承座及隔套等零件组成。由于存在零部件制造误差,导致转子在旋转过程中并不是沿着理想轴线旋转,而是呈现非理想的空间轨迹,如图1所示(蓝色实线代表主轴轴心的空间轨迹)。主轴的空间轨迹包括轴向窜动和径向跳动两部

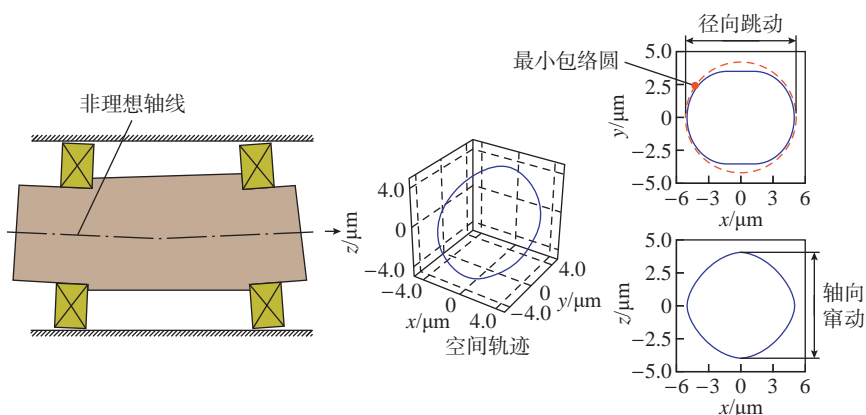


图1 回转误差示意图

Fig.1 Diagram of rotation error

分,工程上常将径向轨迹投影的最小包络圆直径定义为主轴径向跳动^[17],使用主轴装夹标准棒并用千分表进行检测。而轴向窜动则为轨迹沿轴向方向投影的区间极值。例如,对于图1中轴心轨迹而言,其径向跳动约为8 μm,轴向窜动约为7 μm。

2 零部件公差建模

由于零部件不可避免地存在制造误差,因此,零部件在设计阶段的理想表面会转变为非理想表面,从而偏离设计目标而影响产品的功能要求并导致装配偏差。公差分析是为了在设计阶段对产品最终的装配分析进行预测,从而保障产品的装配精度,因而公差分析的第1步就是对零部件进行公差建模。

2.1 定向及定位公差建模

定向及定位公差是指特征表面相对于名义基准的偏离量,因而很适合使用小位移旋量理论进行建模。几何特征的偏离可以用2组矢量表示,即平移矢量 $\rho = (u \ v \ w)^T$ 和旋转矢量 $\varepsilon = (\alpha \ \beta \ \gamma)^T$ 。根据齐次矩阵理论,可以很方便地将其表示

为齐次坐标变换矩阵的形式

$$T = \begin{pmatrix} 1 & -\gamma & \beta & u \\ \gamma & 1 & -\alpha & v \\ -\beta & \alpha & 1 & w \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (1)$$

式中, α, β, γ 分别为绕 x, y, z 轴的转角; u, v, w 分别为绕 x, y, z 轴方向的位移。由于主轴的公差域是微小量,因此矩阵中的三角函数被线性化为角度值。在主轴中,常见的定向及定位公差有平行度、垂直度和同轴度,对上述公差进行建模^[17]的结果如表1所示,其中 T 为公差值的大小。

2.2 形状公差建模

虽然基于小位移旋量理论可以有效地对定位和定向公差建模,但是并不能有效表征形状误差,这是由于形状误差对应的几何要素通常是非理想表面。然而形状误差对于主轴这样的精密机械而言又至关重要,因而本文通过引入肤面模型形状理论来解决这一问题。

使用肤面模型形状对形状公差进行建模相较于定向及定位公差建模而言更加复杂,这是因为该方法需要表征更多的特征面信息。图2为

柱面和平面形状公差的示意图, Tol_1 和 Tol_2 为形状公差域,使用肤面模型形状对形状公差进行建模的关键是确定公差域内肤面模型形状上每个点相较于名义位置的偏差量。本文使用基于模态函数的方法^[27]仿真各类特征表面的形状误差,分别采用离散余弦变换(Discrete cosine transform, DCT)、Zernike 多项式和勒让德-傅里叶多项式对矩形平面、圆环平面和圆柱面的形状公差进行建模。

2.2.1 矩形平面

DCT 的基函数相互正交且线性无关,并且其形状与加工制造时产生的形状误差密切相关^[28],因而很适合用于矩形平面形状误差的建模。DCT 基函数的数学形式如式(2)所示:

$$g(e, f, g, h) = \frac{2}{\sqrt{E \times F}} C(g)C(h)$$

$$\cos\left(\frac{(2e+1)g\pi}{2E}\right)\cos\left(\frac{(2f+1)h\pi}{2F}\right)$$

$$C(g) = \begin{cases} \frac{1}{2} & g=0 \\ 1 & g \neq 0 \end{cases} \quad C(h) = \begin{cases} \frac{1}{2} & h=0 \\ 1 & h \neq 0 \end{cases} \quad (2)$$

表1 定向及定位公差建模

Table 1 Modeling for orientation and positioning tolerance

公差种类	示意图	齐次矩阵形式	约束条件
垂直度		$T = \begin{pmatrix} 1 & 0 & \beta & 0 \\ 0 & 1 & -\alpha & 0 \\ -\beta & \alpha & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$	$\begin{cases} -\frac{T}{d} \leq \alpha \leq \frac{T}{d} \\ -\frac{T}{d} \leq \beta \leq \frac{T}{d} \\ [\alpha \sin \varphi + \beta \cos \varphi] d \leq T \end{cases}$
平行度		$T = \begin{pmatrix} 1 & 0 & \beta & 0 \\ 0 & 1 & -\alpha & 0 \\ -\beta & \alpha & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$	$\begin{cases} -\frac{T}{d} \leq \alpha \leq \frac{T}{d} \\ -\frac{T}{d} \leq \beta \leq \frac{T}{d} \\ [\alpha \sin \varphi + \beta \cos \varphi] d \leq T \end{cases}$
同轴度		$T = \begin{pmatrix} 1 & 0 & \beta & u \\ 0 & 1 & -\alpha & v \\ -\beta & \alpha & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$	$\begin{cases} -\frac{T}{L} \leq \alpha \leq \frac{T}{L} & -\frac{T}{L} \leq \beta \leq \frac{T}{L} \\ -\frac{T}{2} \leq u \leq \frac{T}{2} & -\frac{T}{2} \leq v \leq \frac{T}{2} \\ \sqrt{\left(u \pm \beta \times \frac{L}{2}\right)^2 + \left(v \pm \alpha \times \frac{L}{2}\right)^2} \leq \frac{T}{2} \end{cases}$

式中, E 和 F 分别为沿 x 和 y 方向的采样点数量; e 和 f 分别是沿 x 和 y 方向采样点的序号, $e=0, 1, \dots, E-1$ 且 $f=0, 1, \dots, F-1$; g 和 h 分别是 x 和 y 方向的频率, $g=0, 1, \dots, E-1$ 且 $h=0, 1, \dots, F-1$ 。前 4 阶 DCT 基函数的形状如图 3 所示, 其中 $g=h=0$ 时, 为无形状误差的理想平面。对于矩形平面, 其形状误差可以由不同阶次的 DCT 基函数通过线性叠加得到。

2.2.2 圆柱面

圆柱面的形状公差主要是同轴度, 因而需要确定圆柱表面上各位置的点偏离名义位置的大小。从制造角度出发, 圆柱表面通常是由车床加工成型。在这个过程中, 除了刀具的回转运动外, 还有沿轴向的进给运动, 故而表面误差由径向误差和轴向误差两部分构成。径向误差也即圆度误差, 可以使用二维傅里叶级数表示。而轴向误差是非周期性的, 一般使用勒让德多项式进行表征。因此, 本文使用勒让德-傅里叶多项式对圆柱表面的形状公差进行建模。勒让德-傅里叶多项式的表达式如下。

$$r(z, \theta) = \sum_{i=0}^{\kappa} \sum_{j=0}^{\lambda} [A_{ij} P_j(z) \cos(i\theta) + B_{ij} P_j(z) \sin(i\theta)], z \in [-1, 1], \theta \in [-\pi, \pi]$$

$$P_j(z) = \sum_{\zeta=0}^{\lfloor \frac{j}{2} \rfloor} (-1)^\zeta \frac{(2j-2\zeta)!}{2^j \zeta! (j-\zeta)!} z^{j-2\zeta}$$

$$A_{ij} = \frac{\sum_{k=1}^{\tau} \sum_{l=1}^{\sigma} r_{kl} P_j(z) \cos(i\Delta\theta)}{\sum_{k=1}^{\tau} \sum_{l=1}^{\sigma} P_j^2(z) \cos^2(i\Delta\theta)}$$

$$B_{ij} = \frac{\sum_{k=1}^{\tau} \sum_{l=1}^{\sigma} r_{kl} P_j(z) \sin(i\Delta\theta)}{\sum_{k=1}^{\tau} \sum_{l=1}^{\sigma} P_j^2(z) \sin^2(i\Delta\theta)}$$

(3)

式中, r 代表圆柱面上的点与轴线之间的距离; θ 为圆柱坐标系中的极角; $P_j(z)$ 是 j 阶勒让德多项式; ζ 是求和索引; A_{ij} 和 B_{ij} 是系数; r_{kl} 是第 k

行第 l 列采样点的半径; τ 和 σ 分别为轴向和径向的采样点数; $\Delta\theta$ 是径向相邻采样点之间的角度间隔。图 4 展示了各阶勒让德-傅里叶多项式基函数形状。

2.2.3 圆环平面

圆环平面通常存在于主轴的轴向定位元件中, 主轴中通常使用隔圈、端盖及锁紧螺母等零部件进行轴向定位, 这些零部件的配合面一般为圆环平面。Zernike 多项式是一组可

以被线性叠加的相互正交且完全独立的基函数, 这些基函数可用于表示圆形平面和圆环形平面的形状误差。本文使用 Zernike 多项式对圆环平面形状公差进行仿真建模, 在极坐标系中, Zernike 多项式可表示为

$$Z_n^{m'}(\rho, \theta) = \begin{cases} \sqrt{2(n'+1)} R_n^{m'}(\rho) \cos(m'\theta) & m' > 0 \\ \sqrt{2(n'+1)} R_n^{m'}(\rho) \sin(m'\theta) & m' < 0 \\ \sqrt{n'+1} R_n^{m'}(\rho) & m' = 0 \end{cases} \quad (4)$$

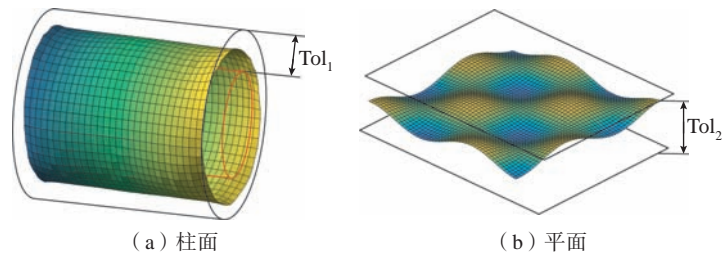


图 2 形状公差示意图
Fig.2 Diagram of form tolerance

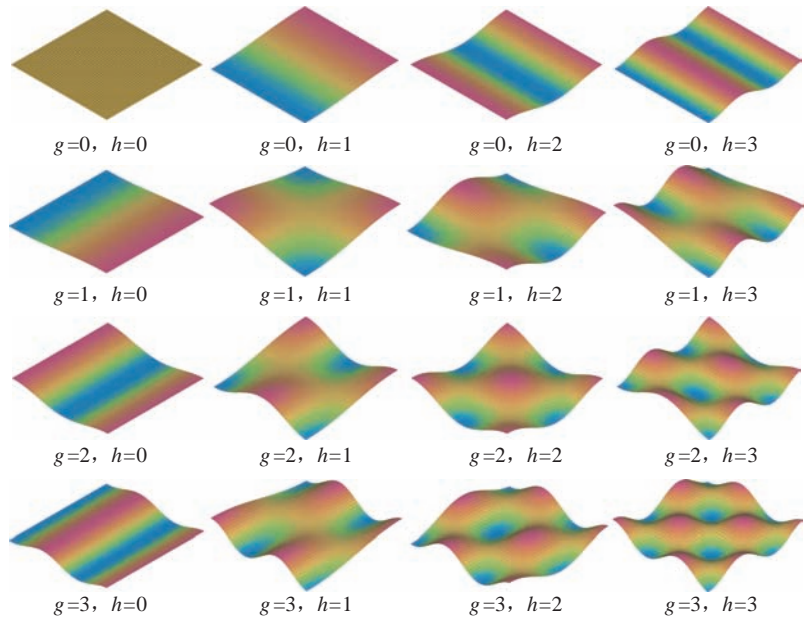


图 3 DCT 基函数形状
Fig.3 Shapes of DCT basis functions

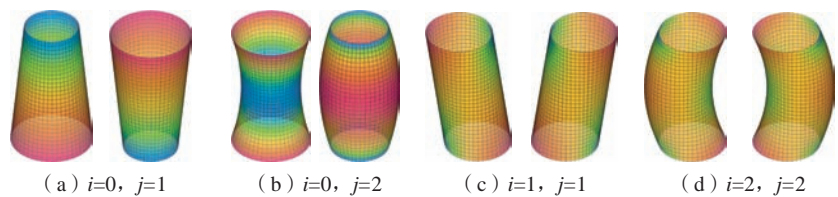


图 4 勒让德-傅里叶多项式基函数形状
Fig.4 Shapes of Legendre-Fourier polynomial basis functions

其中,

$$R_n^{m'}(\rho) = \begin{cases} \sum_{s'=0}^{(n'-m')/2} \frac{(-1)^{s'}(n'-s')!}{s'! \left[\frac{(n'+m')}{2} - s' \right]! \left[\frac{(n'-m')}{2} - s' \right]!} \rho^{(n'-2s')} & m' \geq 0 \\ R_n^{m'}(\rho) & m' < 0 \end{cases} \quad (5)$$

式中, m' 和 n' ($|m'| \leq n'$) 分别是方位角频率和径向阶数; $\rho \in [0, 1]$ 和 $\theta \in [0, 2\pi]$ 分别为极半径和极角; s' 为求和角标。Zernike 多项式基函数的形状如图 5 所示。

2.3 轴承回转轨迹建模

在主轴系统中, 轴承一般作为成品部件直接外购而来。由于对精度有着极高的要求, 主轴往往选用较高精度等级的轴承。以公称直径 30 mm 的 P4 精度等级的轴承为例, 其内外圈配合柱面粗糙度要求 $R_a=0.25 \mu\text{m}$ ^[29], 因而轴承本身的形状误差可以忽略不计。然而轴承的回转误差往往达数 μm , 这对于主轴的回转精

度分析而言不可忽略, 因此需要对轴承的回转轨迹进行建模。轴承中心轨迹复杂, 一般可以分解为重复性回转误差和非重复性回转误差 2 部分, 而其中非重复性回转误差相对较小^[17], 因而本文只对轴承的重复性回转进行建模。以轴承外圈几何中心为原点建立轴承零件坐标系, 取轴承内圈中心轨迹的径向投影为椭圆且轴向窜动为正弦规律变换进行分析, 则轴承回转轨迹半径为

$$\begin{cases} r = \sqrt{e_1^2 \cos^2(\theta_r) + e_2^2 \sin^2(\theta_r)} \\ w = e_a \sin(\theta_r) \end{cases} \quad (6)$$

式中, r 和 w 分别为轴承轨迹的径向半径和轴向位移; e_1 和 e_2 分别为椭圆的半长轴和半短轴; e_a 为轴向窜动轨迹的幅值; θ_r 为轴承的旋转角度。

3 考虑完全并行连接的主轴精度分析

通过装配累积的零部件制造误差导致了主轴的回转误差, 因而从零部件的设计公差出发, 对主轴进行装配误差传递计算是分析回转精度的重要手段。本文使用前述基于肤面模型的方法对主轴零部件的配合面进行建模, 提出完全并行连接关系的辨识及处理方法, 完成考虑形状误差的主轴误差传递计算。

3.1 考虑形状误差的装配仿真

装配误差是由多个零部件的制造误差在装配阶段的传递而来, 单对

配合表面的接触是装配误差传递计算的最小单元, 所以进行误差传递计算的第 1 步就是要解决单对配合表面的接触误差计算。在理想情况下, 一对配合表面是在空间中重合于名义位置的理想表面。然而由于制造误差的存在, 特征面往往呈现为公差域内的非理想表面。以图 6 所示的 2 个矩形平面的肤面模型形状为例, 其特征面上的点由于形状误差而偏离了名义位置。 S_A 和 S_B 分别是包含制造误差的 2 个平面的肤面模型形状。其中, S_A 为固定基准; S_B 为待装配表面与 S_A 接触。 S_A 和 S_B 均是由一系列点构成的, $P^A = \{P_i^A \in R^3, i=1, 2, \dots, \lambda\}$ 和 $P^B = \{P_i^B \in R^3, i=1, 2, \dots, \lambda\}$ 分别是 S_A 和 S_B 点的集合, 其中 λ 为点的个数, i 为点的索引角标。当 S_B 面装配到 S_A 面上, 由于几何误差的存在, 将会偏离名义位置到 S'_B 的位置。本文采用约束配准方法^[30]求解装配后 S'_B 相对于 S_A 的位姿, 具体为利用优化方法求解配合面之间所有点欧氏距离之和的最小值, 其数学表达如下。

$$\begin{aligned} \min f(T) &= \sum_{i=1}^{\lambda} |\text{TR}(P_i^B) - P_i^A| \\ \text{subject to } & d_{\text{PSN}} \geq 0, \forall P_i^B \in P^B \\ \begin{bmatrix} \text{TR}(P_i^B) \\ 1 \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} R^B & t^B \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P_i^B \\ 1 \end{bmatrix} = T \begin{bmatrix} P_i^B \\ 1 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (7)$$

$$d_{\text{PSN}} = (\text{TR}(P_i^B) - P_i^A) \cdot n_{P_i^B} \quad (8)$$

式中, R^B 和 t^B 分别为 S_B 的旋转和

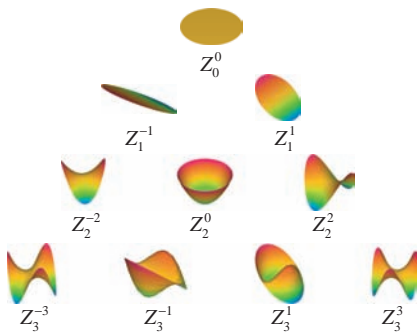


图 5 Zernike 多项式基函数形状
Fig.5 Shape of Zernike polynomial basis functions

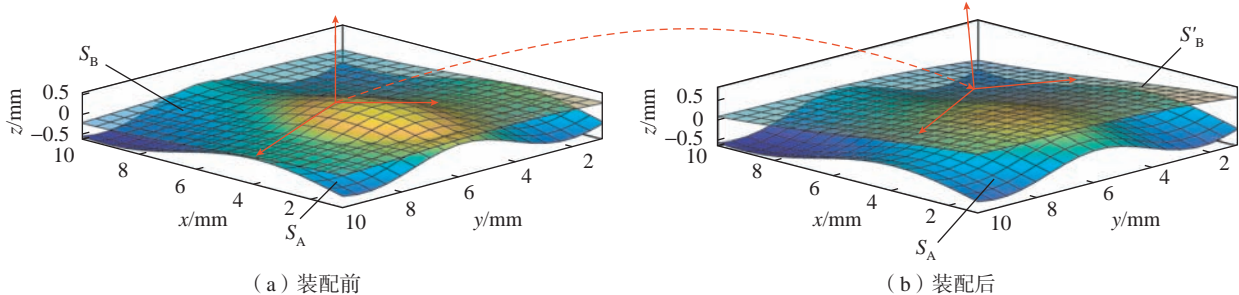


图 6 基于约束配准方法的装配仿真

Fig.6 Assembly simulation based on constrained registration method

平移矩阵; $TR(P_i^B)$ 为移动后 P_i^B 点的坐标。该方法的物理含义为寻找到一个装配位姿 T , 使得该装配位姿下 2 个肤面间所有点的距离之和最小。 d_{PSN} 为有符号的法向投影距离 (Projected signed normal distance), 用以约束配合面之间可能存在的干涉。图 6 展示了基于约束配准方法的装配仿真。

3.2 完全并行连接分析

特征面配合计算是误差传递的基本单元, 下一步是对装配体进行误差传递计算, 从而得到产品功能需求的误差变动范围。绝大多数装配连接关系可以被分为以下 4 类: 串行链、并行链、部分并行链和混合链^[31], 不同的装配连接关系有着不同的误差传递计算方法。但是对于主轴而言, 其装配连接关系更为复杂, 以图 7 所示的双轴承支撑主轴为例, 该主轴由转轴、隔圈、轴承座和 2 个轴承组成, 图中 1.1、1.2 等数字表示装配位置, 具体可见图 8。轴承一前一后分别安装在轴承座上, 内圈依靠轴肩进行轴向定位, 外圈使用隔圈进行轴向定位。其中隔圈与轴承座通常为间隙配合, 因而轴承座并不会影响隔

圈的位姿, 该柱面配合不参与误差传递的计算。

由图 8 (其中, 1.0、2.0、3.0、4.0、5.0、6.0、7.0 分别为轴承座、前轴承外圈、前轴承内圈、后轴承外圈、后轴承内圈、隔圈和转轴的零件基准) 所示的装配连接关系图可以看出, 在忽略隔圈和轴承外圈接触的情况下可以得到 2 条误差传递路径: 路径 1 (1.0→1.1→2.1→2.0→3.0→3.1→7.1→7.0) 和路径 2 (1.0→1.2→4.1→4.0→5.0→5.1→7.2→7.0)。每条路径都可以认为是一条包含局部并行连接 (3.1→3.2→7.3→7.1/5.1→5.2→7.4→7.2) 的局部并行链, 并共同组成了混合链。然而由于存在隔圈的影响, 2 条原本独立的误差传递路径产生了相互作用并耦合在一起, 即完全并行连接。隔圈和前轴承接触产生的误差将不仅沿着路径 1 传递, 也会影响路径 2。同理, 路径 2 也会影响路径 1。在实际工程中, 主轴的轴承常常成对配置并使用多组隔圈进行定位, 这使得耦合关系更加紧密。因此, 主轴内的各零部件相对位姿是一个相互协调的过程, 对于包含完全并行连接关系的主轴, 仅仅依

靠传统的串行链中的单向累积误差传递计算则无法准确计算其装配精度。本文基于肤面模型的公差模型, 提出使用优化的方法来计算完全并行连接装配体的装配精度。

对于一个含有完全并行连接的装配体, 设其有 n 个零件和 m 组配合面, 每组配合面大小形状完全一致 (名义表面) 但分属于 2 个不同的零件, 分别记为 S_A^j 和 S_B^j ($j=1, 2, \dots, m$)。 $P^A = \{P_i^A \in R^3, i=1, 2, \dots, \lambda_j\}$ 和 $P^B = \{P_i^B \in R^3, i=1, 2, \dots, \lambda_j\}$ 是对应配合面肤面模型形状的点云集合, 其中, λ_j 表示第 j 个肤面的点的个数。每个零件装配后的位姿都可以使用相对于名义位置的齐次坐标变换矩阵 T_s ($s=1, 2, \dots, n$) 表示, 其中, s 为零件索引角标。由于完全并行链内部的相互作用, 因此使用整体优化的方法求解装配后各零件的相对位姿。将完全并行连接副上所有零件的位姿作为变量, 求解使得装配后所有肤面模型形状配合面均处于距离最小的装配位姿, 从而达到整体最优的装配情况。其中, 目标函数为所有零件配合面肤面模型对应点距离之和, 约束条件为避免配合面干

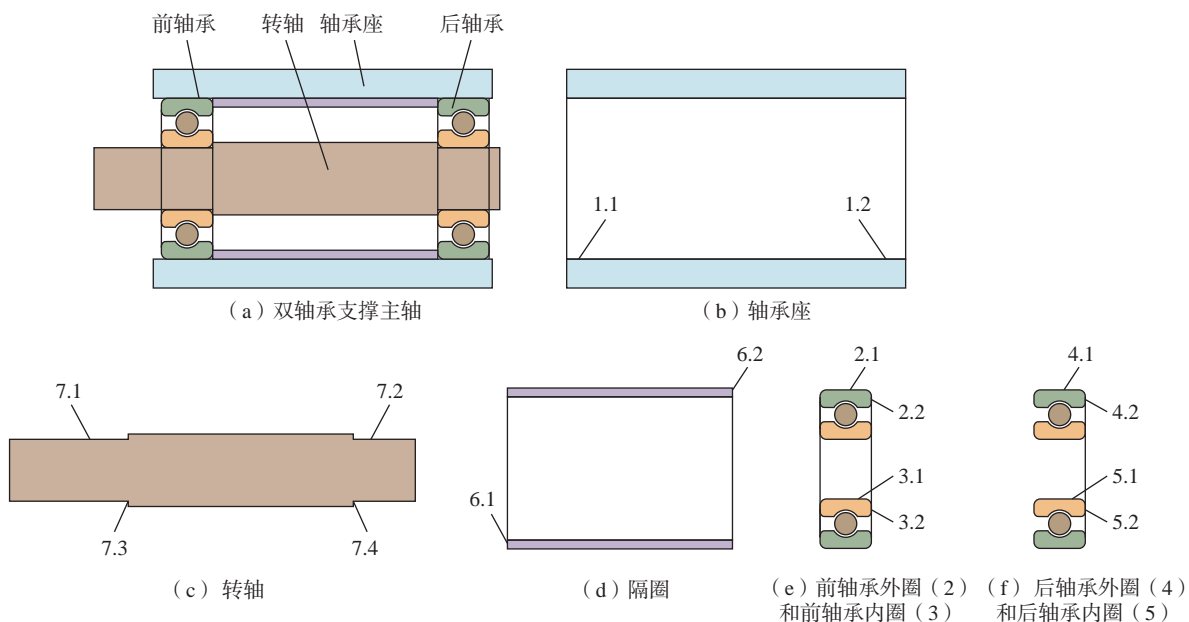


图 7 双轴承支撑主轴结构示意图

Fig.7 Schematic diagram of double bearing supported spindle structure

涉,即有符号的法向投影距离 ≥ 0 。该优化问题可以表达为如下数学形式。

$$\min f(\mathbf{X}) = \sum_{j=1}^m \sum_{i=1}^{A_j} |(\text{TR}(\mathbf{P}_i^B) - \mathbf{P}_i^A) \cdot \mathbf{n}_{P_i^A}|$$

$$\text{subject to } d_{\text{PSN}} \geq 0, \forall \mathbf{P}_i^B \in P^B \quad (9)$$

$$\begin{bmatrix} \text{TR}(\mathbf{P}_i^B) \\ 1 \end{bmatrix} = \mathbf{T}_s \begin{bmatrix} \mathbf{P}_i^B \\ 1 \end{bmatrix}$$

式中, $\mathbf{X} = (\mathbf{T}_1, \mathbf{T}_2, \dots, \mathbf{T}_n)$ 为所有待求零件空间位姿的齐次坐标变换矩阵组成的优化变量。

对于精密主轴而言,其零部件按照运动与否可以分为定子和转子。以图7主轴为例,其定子部分由轴承座、轴承外圈和隔圈组成,转子部分则包含转轴和轴承内圈。由于主轴的装配功能要求(Assembly functional requirement, AFR)为回转误差,而主轴的回转误差则是由定子的安装误差和转子的回转运动误差共同造成的。因此在计算过程中,对定子和转子分别进行计算,从而得到旋转一周的误差。首先对定子的装配进行分析,由于在主轴旋转过程中

定子保持静止,因此可以以轴承座为基准,使用式(9)直接计算得到定子各个零件的空间位姿,进而得到轴承外圈的安装误差。而转子的误差计算则更加复杂,由于旋转运动的原因,需要将转子的计算离散为多个旋转相位角进行分别计算。转子首先受到外圈安装误差的影响,在初始相位下会偏离其名义位置。其次,由于转子还受到轴承回转误差的影响,在旋转过程中的每个相位角均会产生不同程度的运动误差。因此对于转子每个相位角的计算,都需要综合考虑轴承外圈安装误差和轴承回转误差的影响,因而转子误差计算的数学表达式为

$$\min f(\mathbf{X}, \theta) = \sum_{j=1}^m \sum_{i=1}^{n_s} |(\text{TR}(\mathbf{P}_i^B) - \mathbf{T}_0^j \mathbf{T}_{\text{rot}}^j(\theta) \mathbf{P}_i^A) \cdot \mathbf{n}_{P_i^A}|$$

$$\text{subject to } d_{\text{PSN}} \geq 0, \forall \mathbf{P}_i^B \in P^B \quad (10)$$

$$\begin{bmatrix} \text{TR}(\mathbf{P}_i^B) \\ 1 \end{bmatrix} = \mathbf{T}_s \begin{bmatrix} \mathbf{P}_i^B \\ 1 \end{bmatrix}$$

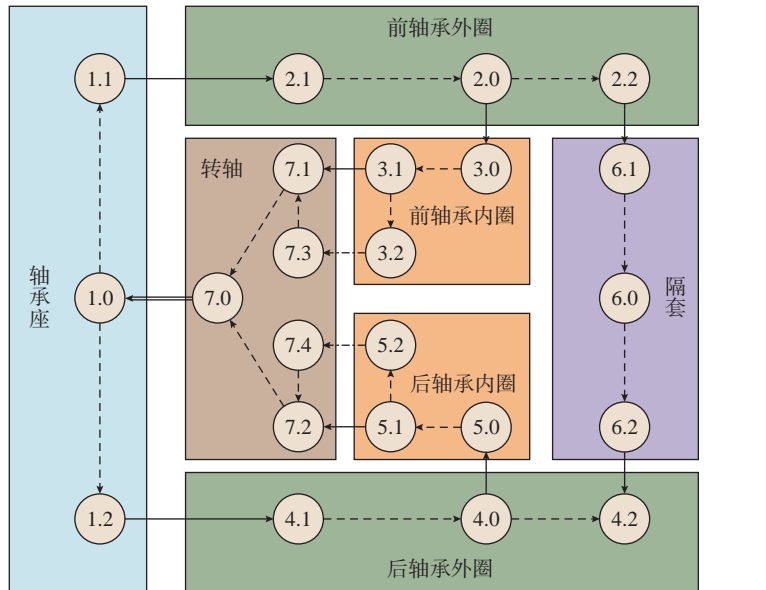
对于轴承内圈而言, \mathbf{T}_0^j 为定子计算中得到的对应轴承外圈安装误差,而

对于转子其他零件的配合面而言, \mathbf{T}_0^j 为单位矩阵;同理对于轴承内圈特征面而言, $\mathbf{T}_{\text{rot}}^j(\theta)$ 为轴承在转角 θ 处的回转误差矩阵,而对于非轴承内圈特征面则为单位矩阵。对转子在每个旋转角度 (θ) 分别求解式(10),便可以得到一系列不同旋转角度下主轴的回转误差的大小。以图7所示的主轴为例,其回转精度分析流程如图9所示。首先根据式(9)计算得到定子部分(零件1、2、4和6)各个零部件的装配位姿,从而得到前后轴承外圈的安装误差位姿矩阵 \mathbf{T}_2 和 \mathbf{T}_4 。对于转子的计算,先将主轴旋转一圈离散为 ε 个相位,则转角 θ 满足: $\theta(k) = 2\pi(k-1)/\varepsilon$ 。而后根据式(10)分别计算出各个旋转角度下的转轴位姿,即可得到主轴的回转轨迹。

4 案例研究

4.1 主轴回转精度仿真分析

磨削主轴是数控机床制造高/低压压气机叶片及其他航空零件的核心基础部件,其回转精度控制对于保障航空器性能至关重要,典型磨削电主轴在低速空载工况下的径向回转精度一般小于 $10 \mu\text{m}$,轴向窜动一



注: 功能面: (i) ; 零件: \square ; 局部并行副: $\cdots\cdots\rightarrow$; 内部副: $\cdots\cdots\rightarrow$; 运动副: \longrightarrow ; 功能要求: \Longrightarrow

图8 装配连接关系图

Fig.8 Connection diagram of assembly

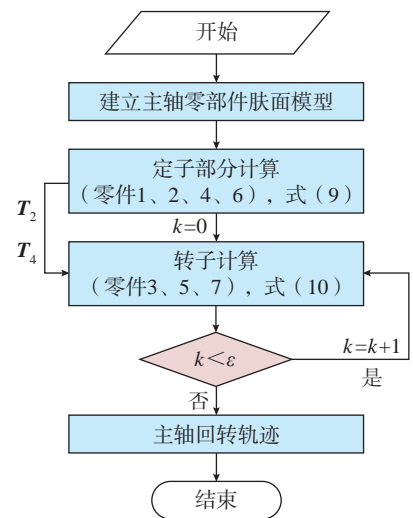


图9 主轴回转精度分析流程图

Fig.9 Flow chart of the spindle rotation accuracy analysis

般小于 $2\ \mu\text{m}$ ^[32]。选用秦川机床工具集团股份有限公司某型磨削电主轴进行公差分析, 主轴基本结构如图 10 所示(部分不影响精度分析的结构已略去)。该主轴的轴承配置为前 4 后 2, 分别安装在前后轴承座上, 轴承之间使用隔圈和锁紧螺母进行轴向定位。图 11 给出了该型主轴零件的相关公差标注信息; 其中, A~H 对应零件见表 2。

由于磨削主轴此类机械产品结构的复杂性, 导致其公差大小往往完全依赖于设计人员的经验, 这使得在主轴的研发过程中需要反复经历“设计-加工-调整”的过程, 增加了企业产品开发和制造的成本。而公差分析可以在设计阶段就提前获知产品的最终精度性能, 能够有效解决该问题。基于所提出的公差建模和

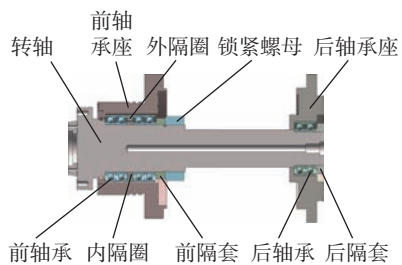


图 10 主轴结构
Fig.10 Structure of the spindle

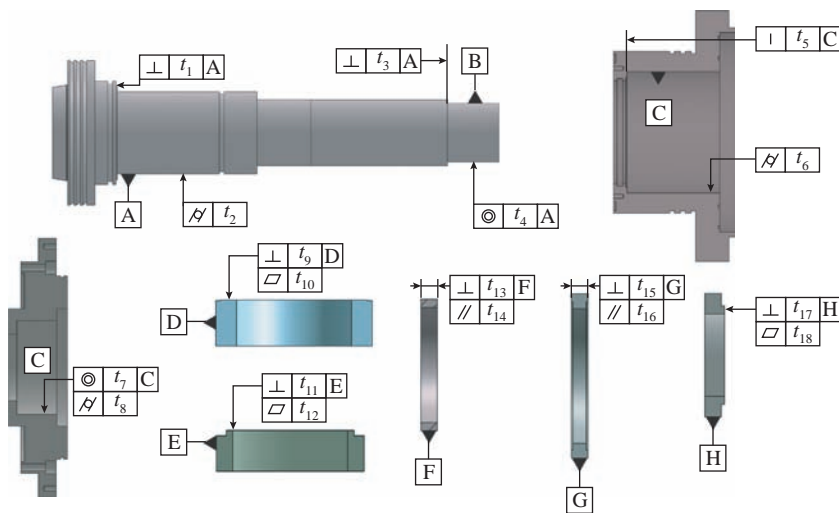


图 11 零件公差标注 (μm)
Fig.11 Tolerance dimensioning of the component (μm)

误差传递计算方法, 使用蒙特卡洛方法对主轴回转精度进行分析。主要流程: 首先随机生成 Q 组肤面模型形状, 其次使用优化方法分别求解每组肤面模型形状定子和转子的装配误差, 从而得到 Q 组回转误差数据, 最终得到主轴回转精度的公差分析结果。

使用蒙特卡洛方法在表 2 给定的设计公差下对该型磨削主轴进行精度分析, 仿真结果如图 13 所示。径向跳动误差符合正态分布, 均值 $\mu=3.2$, 标准差 $\sigma=1.2$ 。计算得到主轴的径向跳动公差为 $2.34\ \mu\text{m}$, 同理可得轴向窜动公差为 $2.14\ \mu\text{m}$ 。

4.2 试验验证

为了验证公差分析结果的合理性, 选取同一批次的 7 根主轴进行测量。以径向跳动的测量为例, 具体方法: 将标准棒装夹于主轴前端, 千分表通过表架固定于轴承座上, 使用千分表获取主轴的径向跳动。测量过程中缓慢旋转主轴, 记录主轴转动一周过程中千分表的示数, 示数变化范围即为径向跳动值。如此依次测量 7 根主轴的径向跳动值, 测量结果如表 3 所示。该批次 7 根主轴的径向跳动和轴向窜动值均位于公差分析区

间内, 且径向跳动和轴向窜动的均值分别为 $2.34\ \mu\text{m}$ 和 $1.21\ \mu\text{m}$, 均与公差分析结果接近, 证明了所提出方法的有效性。

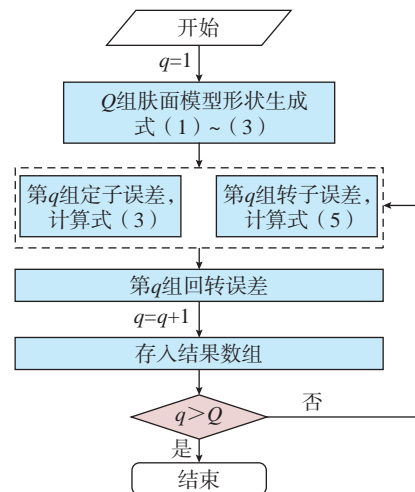


图 12 蒙特卡洛公差分析流程图
Fig.12 Flow chart of the tolerance analysis based on Monte-Carlo method

表 2 零件公差值
Table 2 Tolerance value of components

零件	公差	公差值 / μm
转轴 (A 和 B)	t_1	3
	t_2	2
	t_3	3
	t_4	8
前轴承座 (C)	t_5	3
	t_6	5
后轴承座 (C)	t_7	8
	t_8	2
锁紧螺母 (D)	t_9	5
	t_{10}	2
前隔套 (E)	t_{11}	5
	t_{12}	2
内隔圈 (F)	t_{13}	5
	t_{14}	5
外隔圈 (G)	t_{15}	5
	t_{16}	5
后隔套 (H)	t_{17}	5
	t_{18}	2

4.3 关键误差敏感度分析

该型主轴径向跳动的设计值是 $4\ \mu\text{m}$ ，而从图 13 的分析结果可知，该型主轴的径向跳动精度合格率仅为 74.3%，说明零件设计公差存在不合理之处，需要进一步改进。在设计阶段，通过误差敏感度分析可以评估产品设计中各个组件的尺寸和几何公差对最终产品性能或功能的影响程度。进行此类分析的一个常用方法是计算敏感度系数，该系数通常可通过偏导数或差分方法确定，以揭示装配误差与形位误差之间的关联。由于本文所采用的基于优化的计算方法难以获得敏感度系数的解析解，因而本节采用差分方法进行误差敏感度分析。

对于装配体中的一项形位误差 t 而言，通过装配误差建模，最终的装配偏差可以被表示为 t 的函数即 $f(t)$ 。在本文中， $f(t)$ 的输出可以通过式 (10) 得到。选择一个小的变化量 Δt ，计算 $f(t+\Delta t)$ ，即改变输入误差后计算模型输出的装配误差。敏感度系数可以通过变化量除以 Δt 来近似得到

$$s_c = \frac{f(t + \Delta t) - f(t)}{\Delta t} \quad (11)$$

式中， s_c 为计算得到的近似敏感度系数。使用上述分析方法，对该型主轴前后轴承座的同轴度 (t_7) 和转轴前后轴承安装圆柱面的同轴度 (t_4) 进行敏感度分析。选取 Δt 在 $1\sim 9\ \mu\text{m}$ 的区间内，计算径向跳动与对应误差项之间的关系，结果如图 14 所示，曲线的斜率即为对应点处敏感度系数。由图 14 可知，转轴同轴度对主轴径向跳动影响很大而前后轴承座同轴度影响则相对较小。因而将 t_4 公差值更改为 $3\ \mu\text{m}$ 并保持其他公差不变，重新进行蒙特卡洛仿真分析，得到的公差分析结果如图 15 所示，可知，主轴径向跳动的精度合格率上升至 88.2%，有效提高了产品合格率。

5 结论

(1) 基于肤面模型方法，结合小位移旋量理论建立了零件的全公差模型。所建立的模型能够全面地表征零件定位、定向和形状误差，并通

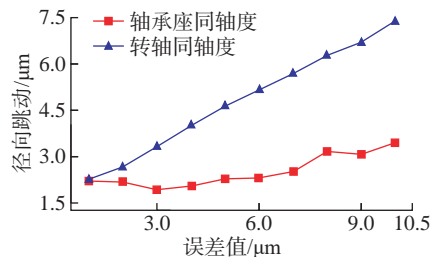


图 14 同轴度对径向跳动的影响
Fig.14 Influence of coaxiality on radial runout

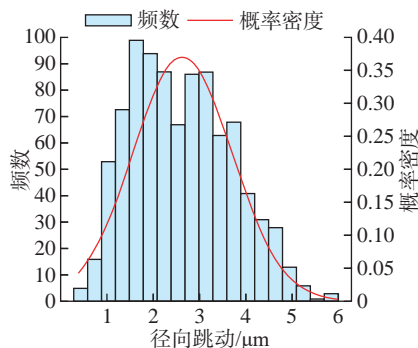


图 15 优化主轴公差后的蒙特卡洛仿真分析结果

Fig.15 Monte-Carlo simulation analysis results after optimizing the spindle tolerance

过建立轴承的回转轨迹模型，为主轴的回转精度分析提供全面的误差源表征方法。

(2) 针对精密主轴中广泛存在的完全并行连接，提出一种优化方法的误差传递计算方法。该方法基于肤面模型形状表征的误差源模型，使用优化方法求解完全并行连接下的主轴各零部件相对装配定位位姿，有效解决了复杂主轴系统误差耦合难以解算的问题。

(3) 将所提出的方法应用于某型磨削主轴的精度分析中，发现该型主轴设计公差的缺陷，通过计算关键公差项的敏感度系数改进了设计参数，从而提高了径向跳动的精度合格率，有效提高了产品的合格率。

参考文献

[1] HU L, LI Y P, ZHA J, et al. A “double

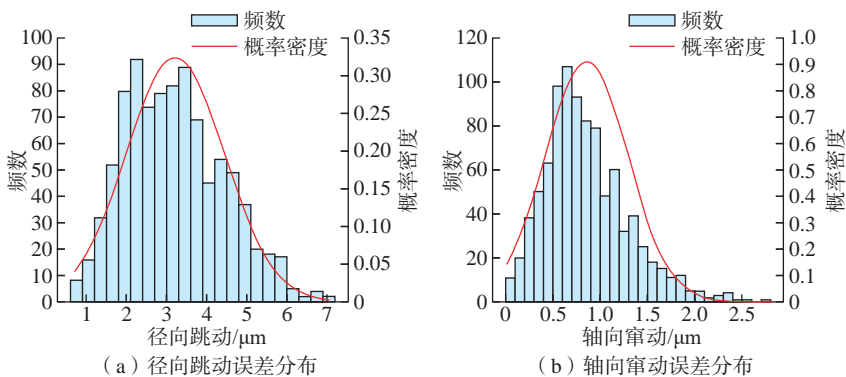


图 13 蒙特卡洛仿真结果

Fig.13 Result of the Monte-Carlo simulation

表 3 径向跳动和轴向窜动测量结果

Table 3 Measurement results of radial runout and axial movement μm

类别	主轴 1	主轴 2	主轴 3	主轴 4	主轴 5	主轴 6	主轴 7
径向跳动	2.3	2.0	2.1	2.0	2.5	3.0	2.5
轴向窜动	1.0	1.3	1.2	1.2	1.2	1.3	1.3

- accuracy theory” and experimental research on precision grinding[J]. *Applied Sciences*, 2020, 10(6): 2030.
- [2] CUI H L, LEI D J, ZHANG X J, et al. Measurement and analysis of the radial motion error of aerostatic ultra-precision spindle[J]. *Measurement*, 2019, 137: 624–635.
- [3] NI H, ZHAO W Q, QIU L R. Measurement method of spindle motion error based on composite laser target[J]. *International Journal of Machine Tools and Manufacture*, 2022, 174: 103860.
- [4] 张华, 郭力. 高效精密磨床动静压主轴回转精度的测试研究[J]. *制造技术与机床*, 2020(6): 131–133.
- ZHANG Hua, GUO Li. Research on rotation accuracy test of grinding wheel hybrid spindle in high accuracy grinder[J]. *Manufacturing Technology & Machine Tool*, 2020(6): 131–133.
- [5] HU G F, GAO W G, CHEN Y, et al. An experimental study on the rotational accuracy of variable preload spindle-bearing system[J]. *Advances in Mechanical Engineering*, 2018, 10(5): 168781401877617.
- [6] FANG C G, HUO D H, HUANG X D. A comprehensive analysis of factors affecting the accuracy of the precision hydrostatic spindle with mid-thrust bearing layout[J]. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 2021, 114(3): 949–967.
- [7] 刘壮壮, 韩东. 基于小位移旋量的旋翼系统公差建模及分析[J]. *航空工程进展*, 2021, 12(3): 144–152.
- LIU Zhuangzhuang, HAN Dong. Modeling and analysis of rotor system tolerance based on small displacement torsor[J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2021, 12(3): 144–152.
- [8] 戴宏伟, 陈琨, 于慧, 等. 雅克比旋量的装配体并联结构公差分析方法研究[J]. *西安交通大学学报*, 2022, 56(5): 156–222.
- DAI Hongwei, CHEN Kun, YU Hui, et al. Research on tolerance analysis method of assembly parallel structure based on Jacobian spinor[J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2022, 56(5): 156–222.
- [9] DING S Y, JIN S, LI Z M, et al. Multistage rotational optimization using unified Jacobian-Torsor model in aero-engine assembly[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part B: Journal of Engineering Manufacture*, 2019, 233(1): 251–266.
- [10] 丁司懿, 周文波, 毛新华. 基于改进雅克比-旋量模型的航空发动机转子-叶片结构装配精度分析[J]. *航空制造技术*, 2023, 66(8): 65–77.
- DING Siyi, ZHOU Wenbo, MAO Xinhua. Assembly precision analysis for rotor-blade structure of aero-engine based on improved Jacobian-torsor model[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2023, 66(8): 65–77.
- [11] LIU Z Y, ZHOU S E, QIU C, et al. Assembly variation analysis of complicated products based on rigid-flexible hybrid vector loop[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part B: Journal of Engineering Manufacture*, 2019, 233(10): 2099–2114.
- [12] MUJEZINOVIĆ A, DAVIDSON J K, SHAH J J. A new mathematical model for geometric tolerances as applied to rectangular faces[C]//Volume 2A: 27th Design Automation Conference. Pennsylvania: American Society of Mechanical Engineers, 2001: 355–372.
- [13] HOMRI L, TEISSANDIER D, BALLU A. Tolerance analysis by polytopes: Taking into account degrees of freedom with cap half-spaces[J]. *Computer-Aided Design*, 2015, 62: 112–130.
- [14] 刘检华, 张志强, 夏焕雄, 等. 考虑表面形貌与受力变形的装配精度分析方法[J]. *机械工程学报*, 2021, 57(3): 207–219.
- LIU Jianhua, ZHANG Zhiqiang, XIA Huanxiong, et al. Assembly accuracy analysis with consideration of form defects and surface deformations[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2021, 57(3): 207–219.
- [15] HUANG Q, WEI K. Modeling and analysis on the rotation accuracy of lathe spindle[J]. *Advanced Materials Research*, 2012, 602–604: 1757–1760.
- [16] GUO J K, HONG J, YANG Z H, et al. A tolerance analysis method for rotating machinery[J]. *Procedia CIRP*, 2013, 10: 77–83.
- [17] 孙岩辉, 洪军, 刘志刚, 等. 考虑零部件制造误差的精密主轴几何回转精度计算方法[J]. *机械工程学报*, 2017, 53(3): 173–182.
- SUN Yanhui, HONG Jun, LIU Zhigang, et al. A calculating method for the geometric rotation accuracy of precision spindles considering the manufacturing errors of component parts[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2017, 53(3): 173–182.
- [18] ANWER N, BALLU A, MATHIEU L. The skin model, a comprehensive geometric model for engineering design[J]. *CIRP Annals*, 2013, 62(1): 143–146.
- [19] AFJEHI-SADAT A, NOMAK A. Dimensional and geometrical measurements and interpretation of measuring results on the basis of the skin-model[J]. *Measurement Science Review*, 2001, 1(1): 89–92.
- [20] SCHLEICH B, ANWER N, MATHIEU L, et al. Skin Model Shapes: A new paradigm shift for geometric variations modelling in mechanical engineering[J]. *Computer-Aided Design*, 2014, 50: 1–15.
- [21] SAMPER S, ADRAGNA P A, FAVRELIERE H, et al. Modeling of 2D and 3D assemblies taking into account form errors of plane surfaces[J]. *Journal of Computing and Information Science in Engineering*, 2009, 9(4): 1.
- [22] BESL P J, MCKAY N D. A method for registration of 3-D shapes[J]. *IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence*, 1992, 14(2): 239–256.
- [23] FLÖRY S, HOFER M. Surface fitting and registration of point clouds using approximations of the unsigned distance function[J]. *Computer Aided Geometric Design*, 2010, 27(1): 60–77.
- [24] ZHAO G, LI J Y, ZHANG B, et al. An aero-engine assembly deviation analysis method based on skin model shapes[M]//DING H F, ed. *Aerospace Mechatronics and Control Technology*. Singapore: Springer Nature Singapore, 2022: 78–89.
- [25] WANG K, LIU D X, LIU Z Y, et al. An assembly precision analysis method based on a general part digital twin model[J]. *Robotics and Computer-Integrated Manufacturing*, 2021, 68: 102089.
- [26] YI Y, LIU T Y, YAN Y H, et al. A novel assembly tolerance analysis method considering form errors and partial parallel connections[J]. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 2024, 131(11): 5489–5510.
- [27] YAN X Y, BALLU A. Review and comparison of form error simulation methods for computer-aided tolerancing[J]. *Journal of Computing and Information Science in*

Engineering, 2019, 19(1): 010802.

[28] ZHANG T Y, ZHANG Z J, JIN X, et al. An innovative method of modeling plane geometric form errors for precision assembly[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part B. Journal of Engineering Manufacture, 2016, 230(6): 1087–1096.

[29] 中华人民共和国国家质量监督检验检疫总局, 中国国家标准化管理委员会. 滚动轴承 通用技术规则: GB/T 307.3—2017[S]. 北京: 中国标准出版社, 2017.

General Administration of Quality Supervision, Inspection and Quarantine of the

People's Republic of China, Standardization Administration. Rolling bearings—General technical regulations: GB/T 307.3—2017[S]. Beijing: Standards Press of China, 2017.

[30] SCHLEICH B, WARTZACK S. Novel approaches for the assembly simulation of rigid skin model shapes in tolerance analysis[J]. Computer-Aided Design, 2018, 101: 1–11.

[31] JIN S, DING S Y, LI Z M, et al. Point-based solution using Jacobian-Torsor theory into partial parallel chains for revolving components assembly[J]. Journal of Manufacturing Systems, 2018, 46: 46–58.

[32] 丁浩, 王鹏武, 刘保国, 等. 磨削电主轴动态回转精度分析及实验[J]. 机床与液压, 2022, 50(21): 114–119.

DING Hao, WANG Pengwu, LIU Baoguo, et al. Analysis and experimental study on dynamic rotation accuracy of grinding motorized spindle[J]. Machine Tool & Hydraulics, 2022, 50(21): 114–119.

通讯作者: 赵强强, 助理教授, 博士, 研究方向为精密装配、计算力学、不确定性量化与可靠性分析、小样本机器学习、机器视觉测量等。

Rotation Accuracy Analysis for Precision Spindles Based on Skin Model

HU Xiaokun¹, YANG Yitao¹, ZHAO Qiangqiang¹, LAN Hui², LI Xiaohu¹, HONG Jun¹

(1. Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;

2. Qinchuan Machine Tool & Tool Group Co., Ltd., Baoji 721009, China)

[ABSTRACT] Spindle is a typical multi-bearing rotor system, it is difficult to analyze its accuracy due to the extensive parallel connection in its structure and the mutual coupling of bearing and component errors. To address this problem, this study introduces a novel approach for analyzing the rotation accuracy of aviation manufacturing spindles. Firstly, the small displacement torsor theory and the skin model method were used to model the form and location tolerance and rotation trajectory of the bearings to construct a full tolerance model of the components. Secondly, the full parallel connection in the spindle was analyzed, and a method for analyzing the rotation accuracy of the spindle based on the optimization method solving the error propagation of components was proposed. Finally, the tolerance analysis and sensitivity calculation of a certain type of grinding spindle are carried out using the proposed method, and the results show that the method can effectively analyze the rotation accuracy of the spindle and the pass rate of accuracy increases from 74.3% to 88.2% through improved tolerance design, demonstrating an effectively improved tolerance design level of the spindle.

Keywords: Spindle; Full parallel connection; Skin model; Rotation accuracy; Tolerance analysis

(责编 向阳)

引文格式: 张学涛, 候国义, 赵子越, 等. 基于结构光的飞机蒙皮对缝自主测量跟踪技术[J]. 航空制造技术, 2024, 67(16): 85-93.

ZHANG Xuetao, HOU Guoyi, ZHAO Ziyue, et al. Autonomous tracking measurement technology for aircraft skin seam based on structured light[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2024, 67(16): 85-93.

基于结构光的飞机蒙皮对缝自主测量跟踪技术

张学涛¹, 候国义², 赵子越¹, 孙安斌¹, 李泷泉², 赵鹏²

(1. 航空工业北京长城计量测试技术研究所, 北京 100095;

2. 南京航空航天大学, 南京 210016)

[摘要] 针对飞机蒙皮对缝间隙和阶差的自动化测量问题, 以线结构光视觉检测技术为基础, 研究了蒙皮对缝自主测量跟踪方法。将传统的基于图像形态学的处理方法和光流法结合, 实现了对蒙皮对缝特征的实时跟踪, 从而确定间隙和阶差的测量位置。通过实测数据对手眼标定参数进行修正, 提高了对缝跟踪的精度。结果表明, 当跟踪速度为 7 mm/s 时, 对缝跟踪的位置精度大于 0.500 mm, 对缝跟踪的姿态精度大于 0.5°, 跟踪系统具有较好的准确性和稳定性, 能够满足飞机蒙皮对缝跟踪的要求。

关键词: 蒙皮对缝; 多线结构光; 光流法; 自主跟踪; 机器视觉

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2024.16.085



张学涛

高级工程师, 研究方向为航空计量测试数字化技术。

蒙皮对缝广泛分布于飞机表面, 对缝间隙、阶差测量是装配质量检测的重要内容。传统接触式塞规、塞尺对缝检测效率低且会对蒙皮造成损

伤。手持式自动化测量设备在一定程度上提高了效率, 但仍存在可达性较差、工人操作熟练度要求高等问题^[1-4]。因此机器人夹持测量设备的自动化方式受到广泛关注, 该方法可以在保证精度的同时提高检测效率^[5]。然而, 目前机器人运动控制多采用离线编程和示教再现两种模式, 其准备工作繁杂、柔性差、跟踪精度差。非接触式对缝结构光视觉检测法因跟踪低成本、抗干扰能力强、精度高等优点而受到众多研究者的关注^[6-8]。张洪瑶等^[9]通过将离线编程和激光扫描结合提高了对缝检测的自动化程度, 但该法离线编程工作量大, 无法根据待测目标变化做出相应调整。许大帅等^[10]利用结构光测量间隙及阶差, 同时采用室内 GPS (indoor GPS, iGPS) 对传感器进行实时跟踪以快速测得目标数据, 但 iGPS 设备成本高、对场地要求高。王文辉^[11]利用视觉传感技术实现了

基于移动机器人的上壁板对缝自主追踪, 该系统兼顾对缝跟踪和测量功能, 极大提高了测量效率, 但由于机器人结构所限, 难以用于机身、机头等复杂曲面蒙皮处。

现阶段基于结构光视觉传感器的蒙皮对缝跟踪技术的研究较少。但众多学者对基于传感器引导的自动化焊接展开了大量研究并取得一定成果, 该领域的相关研究方法和取得的成功对于实现飞机蒙皮对缝的自主跟踪具有很好的借鉴意义^[12-15]。Zou 等^[16]将单图像的特征点提取算法和基于时空上下文学习的快速目标跟踪算法结合, 实现了焊缝精准跟踪。Tran 等^[17]将传统的图像处理方法和时空上下文卡尔曼滤波算法结合, 提取焊接过程中激光条纹被大电弧和飞溅噪声阻挡时的焊缝特征点。Guo 等^[18]提出一种基于改进目标检测模型中心网的提取方法, 能够从有时变噪声的常见焊接图像中准确提

取焊缝特征点。

本文提出一种基于结构光视觉传感器的蒙皮对缝跟踪技术。采用传统的形态学方法提取蒙皮对缝特征并确定对缝跟踪区域。针对传统形态学方法实时性不足的问题,利用对缝图像的光流信息来跟踪对缝特征,并在特征点识别偏差较大时提取对缝特征以对光流跟踪模型进行矫正,从而提高精度。构建视觉传感器跟踪位姿求解模型,并结合修正后手眼标定参数准确得到机器人跟踪位置和姿态信息,实现机器人对蒙皮对缝的精准跟踪。

1 对缝跟踪系统架构

本文设计并搭建了对缝自主跟踪系统,如图1所示,该系统主要由协作式六轴机器人和结构光视觉传感器构成。视觉传感器由2个工业相机、1个三线结构光发生器和上下2个半圆柱外壳组成。三线结构光与对缝边缘干涉产生的6个端点蕴含着当前位置对缝的跟踪信息,可根据其坐标计算出机器人的跟踪轨迹和姿态。因此将6个干涉端点作为对缝特征点,探究如何快速准确地提取出对缝特征点的坐标。

系统工作原理如下。结构光视觉传感器安装在机器人末端,其中,结构光发生器激发的结构光束与蒙皮对缝边缘产生干涉,双目相机用于实时采集结构光对缝干涉图像。从结构光对缝干涉图像中提取对缝特征点后,通过视觉传感器跟踪位姿求解模型计算目标位置和姿态,然后将机器人运动量传输到机器人控制器,便可将机器人引导至目标位置。

2 对缝特征点检测算法

对缝特征提取的精度直接影响到对缝跟踪的精度。传统的形态学方法可以准确地从图像中提取对缝特征点,因此,首先采用传统的形态学方法提取对缝特征点并确定对缝

跟踪区域。但是对缝跟踪过程中,传统的形态学方法实时性不足,难以满足蒙皮对缝特征的高效提取需求。因此,本文使用光流跟踪算法实时计算对缝特征点的位置。

2.1 通过形态学方法提取特征点

形态学方法可以准确地提取特征点,其算法过程如图2所示。

首先,对图像进行滤波来抑制图像中的噪声,高斯滤波后的灰度值 $I_1(c, r)$ 为

$$I_1(c, r) = \text{GAUSS} \sum_{(i,j) \in S_{rc}} I_0(c, r) \quad (1)$$

式中, S_{rc} 为 5×5 大小,中心为 (c, r) 的高斯滤波蒙版; $I_0(c, r)$ 为滤波蒙版所覆盖的像素灰度值,即原始图像 (c, r) 处像素灰度值。

高斯滤波处理后,通过阈值分割将图像中的像素点分割为灰度值为255和0,以简化后续图像处理。分割阈值通过最大类间方差法计算得到,设定图像中某一像素点对应的像素灰度值为 $I_x(c, r)$,分割阈值为 T ,则分割后的图像灰度值 $I_x'(c, r)$ 满足:

$$I_x'(c, r) = \begin{cases} 255, & I_x(c, r) \geq T \\ 0, & I_x(c, r) < T \end{cases} \quad (2)$$

大尺寸图像通常会带来巨大的计算负担,并降低对缝跟踪系统的实时性能。采用提取感兴趣区域 (Region of interest, ROI) 的方法来减小待处理图像的尺寸,设定结构光条纹区域为感兴趣区域,识别出结构光条纹的边界点,并根据边界点坐标进行 ROI 提取。由于结构光对缝干涉图像的主要信息分布于结构光条纹的中心处,所以用上述方法提取 ROI 可在最大程度上保留图像的有效信息。面对图像中的干扰光条的问题,采用 Blob 分析方法计算光条的连通域,去除连通域较小的干扰光条,以此来保证图像关键信息提取的精度,减少数据处理量,简化后续图像处理工作。

完成以上步骤后,为了准确提取对缝特征点,将结构光条纹替换为结构光条中心线,结构光条中心线提取的精度决定了对缝特征点的提取精度。首先,使用 Zhang-Suen 图像细化算法得到光条中心骨架像素点,再采取改进的灰度重心法进行进一步修正,使得结构光条中心线提取的精度达到亚像素级精度。在获得结构光条中心线后,开始提取对缝特征点

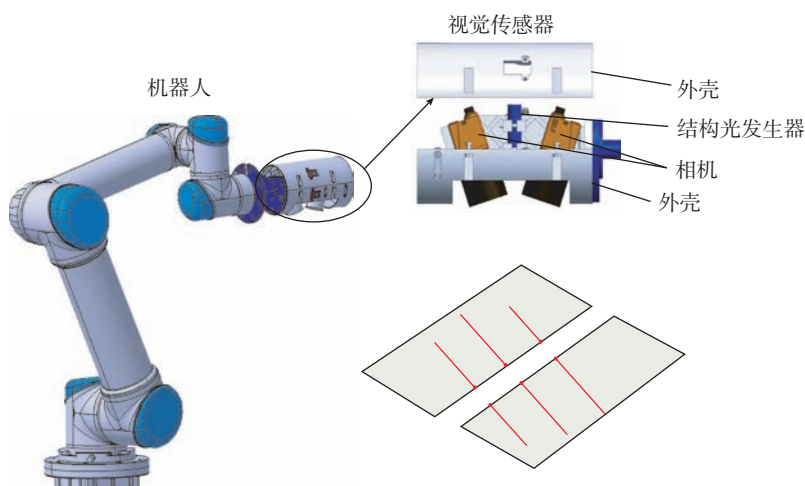


图1 对缝自主跟踪系统架构

Fig.1 Autonomous tracking system architecture of seam



图2 基于形态学方法的特征提取算法

Fig.2 Feature extraction algorithm based on morphological methods

坐标。观察提取的图像可知,对缝特征点在其邻域中除自身外只有一个灰度值为 255 的像素点。根据此特征,遍历图像中的像素点从而提取特征点。使用形态学方法提取对缝特征点的过程如图 3 所示。

2.2 通过光流算法提取特征点

Lucas-Kanade 光流法是一种对相邻两帧图像进行差分计算的估计算法。该算法首先在当前帧中选择目标像素点,然后在先前帧中寻找对应点,在两帧之间计算这两个点之间的运动矢量来计算光流。随后,采用运动矢量来更新先前帧位置,并重复这个过程来跟踪目标像素点坐标。使用光流法时,要求被跟踪目标运动量小、相邻两帧图像之间亮度或者颜色恒定、相邻图像像素运动空间一致 3 个前提条件。

连续采集图像时相邻帧采集时间极短,图像中相关干涉端点的移动微小,即满足目标运动量小这一条件。蒙皮表面的反射率等特性变化较小,相邻帧间的图像中干涉端点的亮度恒定。在对缝跟踪过程中,对缝特征点的周围区域构成了空间环境,其中包括结构光条纹的其他点,相邻两幅图像中结构光条纹的变化非常小。因此,特征点空间背景相对稳定,可保证相邻两帧图像特征点的空间一致性。故由 Lucas-Kanade 光流法得到

$$I(x, y, t) = I(x + \Delta x, y + \Delta y, t + \Delta t) \quad (3)$$

式中, $I(x, y, t)$ 是图像特征点 (x, y) 在 t 时刻的灰度值, $I(x + \Delta x, y + \Delta y, t + \Delta t)$ 是在 $t + \Delta t$ 时刻运动到新位置 $(x + \Delta x, y + \Delta y)$ 处的灰度值。在运行过程中,相邻帧之间图像特征点运动微小且连续,所以可对上式进行一阶泰勒展开,忽略二阶无穷小,可推导出光流约束方程如下

$$I_x u + I_y v + I_t = 0 \quad (4)$$

式中, $u = \frac{dx}{dt}$ 、 $v = \frac{dy}{dt}$ 分别表示 x 、 y

方向的光流速度; $I_x = \frac{\partial I}{\partial x}$ 、 $I_y = \frac{\partial I}{\partial y}$ 、 $I_t = \frac{\partial I}{\partial t}$ 分别代表像素灰度值对 x 、 y 、 t 的偏导数。相邻帧之间的物体表面形貌近似恒定,由此可以得出局部区域的像素点具有空间一致性,建立邻域像素的系统方程以求解中心像素的运动,即获取两帧图像间该点的光流矢量为

$$U = \begin{bmatrix} u \\ v \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sum I_x^2 & \sum I_x I_y \\ \sum I_x I_y & \sum I_y^2 \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \sum I_x I_t \\ \sum I_y I_t \end{bmatrix} \quad (5)$$

由此可得相邻两帧的特征点坐标关系为

$$P_{i+1} = P_i + U \quad (6)$$

式中, P_i 是第 i 帧特征点在图像坐标系中的坐标; P_{i+1} 是第 $i+1$ 帧特征点在图像坐标系中的坐标; U 是第 i 帧图像到第 $i+1$ 帧图像的光流矢量。将上述方法应用于对缝特征点,即可实现对 6 个对缝特征点的逐帧实时跟踪。

2.3 对缝特征点检测算法流程

采集第 1 帧图像时,通过形态学方法提取特征点坐标,然后采用光流法计算得到下一帧图像中对应的特征点坐标。同时将当前帧的特征点坐标与初始特征点坐标对比,当偏差超出阈值,则再次通过形态学方法提取特征点坐标,并使用该特征点坐标

为输入,以此来修正光流跟踪模型,如此往复,直至处理完最后一帧图像。使用上述方法提取跟踪过程中的对缝特征点坐标,机器人的运动速度为 7 mm/s,视觉传感器的图像采集帧率为 30 帧/s,特征点提取效果如图 4 所示,其中 a_1 、 a_2 、 b_1 、 b_2 、 c_1 和 c_2 为结构光条与对缝边缘产生的 3 对干涉端点,其坐标值如表 1 所示。

3 对缝跟踪控制方法

当使用结构光视觉传感器获得对缝位置时,需要控制机器人使其准确地移动到对缝位置。本文将对缝位置直接发送到机器人控制器,然后使用机器人插补算法来控制机器人的运动,这需要完成高精度的手眼标定。

3.1 基于实测数据的手眼标定参数修正

如图 5 所示,视觉传感器固定于机器人法兰盘处,随着机器人的运动而运动,属于典型的 Eye-in-Hand 型关系。借助于辅助标定板,根据机器人基坐标系 $\{B\}$ 和标定板坐标系 $\{C\}$ 之间相对关系保持恒定的约束条件,计算得机器人法兰坐标系 $\{F\}$ 和视觉系统测量坐标系 $\{M\}$ 之间的转换关系。

在手眼标定的过程中,机器人基坐标系 $\{B\}$ 和机器人法兰坐标系

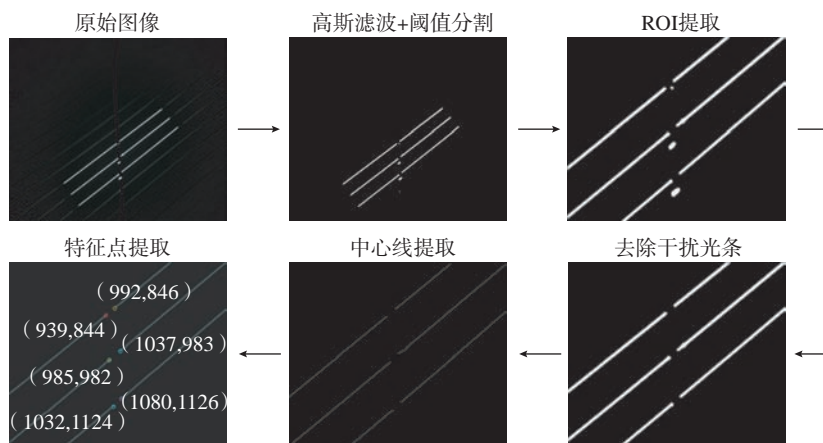


图 3 基于形态学方法的特征提取过程

Fig.3 Feature extraction process based on morphological methods

{F} 之间的转换关系 T_F^B 由机器人示教器中读取, 机器人绝对定位误差使得 T_F^B 矩阵参数失去准确性。因此为了提高手眼标定的精度, 需要修正手眼标定得出的结果。假设准确的手眼标定矩阵为 T , 与未修正之前的矩阵转换关系为 $T=JT_M^T$, 其中, J 为上述两者之间的修正矩阵。设计多组试验来求解修正矩阵 J , 试验步骤如下。

(1) 选定一个靶标点, 该点在机器人基坐标系下的坐标为 (x, y, z) 。

(2) 控制视觉传感器以一定的顺序变换姿态来采集靶标点图像, 并在每次拍摄时记录法兰坐标系相对于基坐标系的位姿矩阵。

从上述采集到的图像中提取出靶点在像素坐标系下的坐标 (u_i, v_i) , 由上述视觉系统标定参数得到靶点在相机坐标系下的坐标 (x_{mi}, y_{mi}, z_{mi}) , 通过手眼标定矩阵参数可进一步获得靶点在机器人基坐标系下的坐标 (x_{bi}, y_{bi}, z_{bi}) 。

从视觉传感器在不同位姿下采集的图像中提取的靶标点坐标和实际坐标在直线上的总体偏移 Δt 满足

$$\Delta t = \sqrt{(\bar{x} - x)^2 + (\bar{y} - y)^2 + (\bar{z} - z)^2} \quad (7)$$

式中, $(\bar{x}, \bar{y}, \bar{z})$ 为 (x_{bi}, y_{bi}, z_{bi}) 坐标集的平均坐标。 Δt 主要是由矩阵 T_M^T 平移部分的相关参数不准确而引起的。根据从视觉传感器在不同位姿下采集的图像中提取的靶标点坐标与其平均坐标之间的差异波动, 即可构建一个表达其倾斜程度的模型, 即

$$\begin{cases} I_x = \sum_{i=1}^n (|x_{bi} - \bar{x}|) \\ I_y = \sum_{i=1}^n (|y_{bi} - \bar{y}|) \\ I_z = \sum_{i=1}^n (|z_{bi} - \bar{z}|) \end{cases} \quad (8)$$

由于倾斜而造成的误差 Δr 满足

$$\Delta r = \sqrt{I_x^2 + I_y^2 + I_z^2} \quad (9)$$

Δr 体现了从视觉传感器在不同

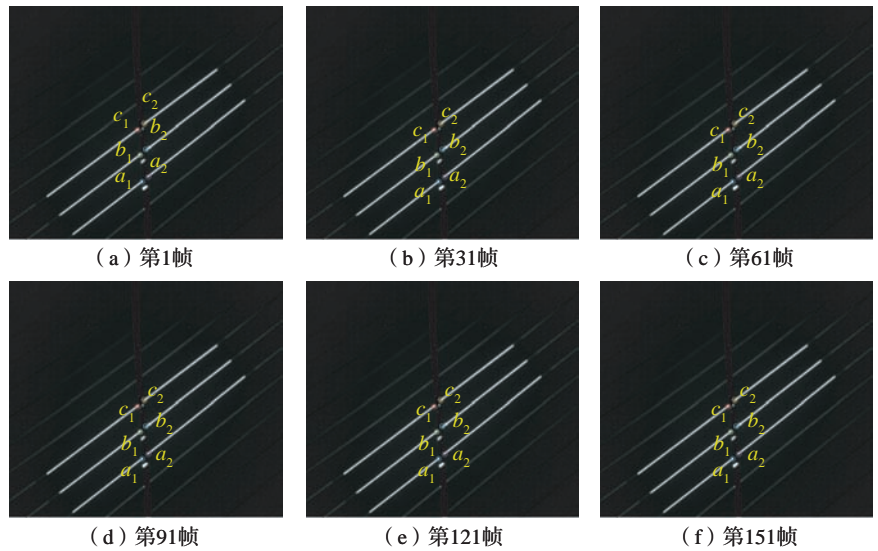


图4 特征点提取效果
Fig.4 Feature point extraction effect

表1 特征点坐标
Table 1 Feature point coordinates

帧数	a_1	a_2	b_1	b_2	c_1	c_2
1	(1032, 1124)	(1080, 1126)	(985, 982)	(1037, 983)	(939, 844)	(992, 844)
31	(1025, 1123)	(1075, 1125)	(980, 980)	(1031, 983)	(934, 843)	(986, 845)
61	(1020, 1129)	(1070, 1130)	(975, 986)	(1024, 987)	(928, 848)	(980, 850)
91	(1027, 1127)	(1068, 1130)	(970, 985)	(1024, 986)	(926, 847)	(979, 849)
121	(1012, 1115)	(1064, 1116)	(965, 971)	(1020, 976)	(920, 835)	(974, 836)
151	(1007, 1114)	(1061, 1117)	(961, 971)	(1015, 973)	(916, 833)	(968, 835)

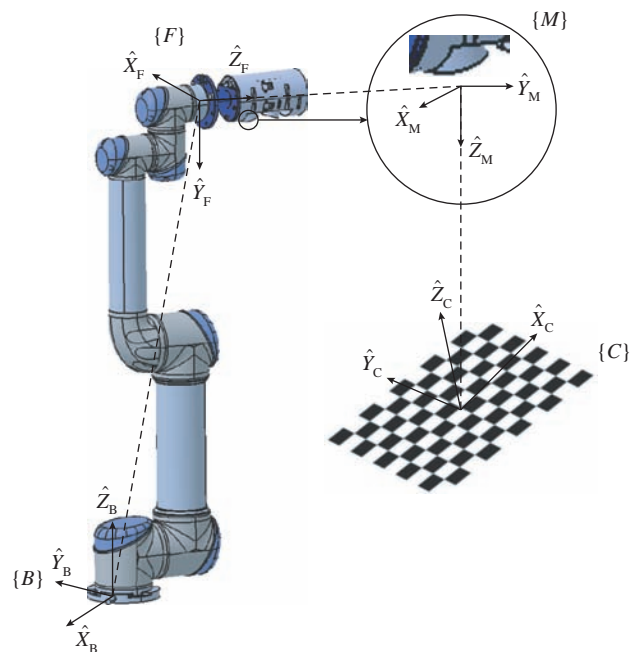


图5 手眼标定模型
Fig.5 Eye-in-hand calibration model

位姿下采集的图像中提取的靶标点坐标,在随着视觉传感器有序运动过程中与靶标点实际坐标之间的误差波动情况,主要是由矩阵 T_M^T 旋转部分的相关参数的不准确而引起的。

通过修正矩阵 J 来修正手眼标定参数:

$$\begin{bmatrix} x_{bi} \\ y_{bi} \\ z_{bi} \\ 1 \end{bmatrix} = T_T^B J T_M^T \begin{bmatrix} x_{mi} \\ y_{mi} \\ z_{mi} \\ 1 \end{bmatrix} \quad (10)$$

当 Δt 与 Δr 最小时,通过式(10)可得靶标点坐标和靶标点实际坐标的差距最小。修正矩阵 J 的旋转向量为 R_J , 平移向量为 T_J , 则需要确定当 Δt 与 Δr 最小时对应的 R_J 和 T_J , 可通过最优化搜索的方法来确定 R_J 和 T_J 。

3.2 机器人跟踪位置和姿态求解

在保证手眼标定精度的前提下,可根据对缝特征点构建视觉传感器跟踪位姿求解模型,如图6所示,将计算出的视觉传感器的实时跟踪位姿直接发送到机器人控制器,然后使用机器人插补算法来控制机器人的运动,从而完成对缝跟踪运动。

结构光视觉传感器的跟踪轨迹由离散的轨迹特征点构成,根据2.3节中的方法提取6个对缝特征点在像素平面的坐标,再经过视觉重建和手眼关系转换可获得机器人基坐标系的坐标,从而计算在机器人基坐标系下视觉传感器的运动位置如下

$$(x_i, y_i, z_i) = \left(\frac{\sum_{i=1}^{i+1} (x_i^l + x_i^r)}{6}, \frac{\sum_{i=1}^{i+1} (y_i^l + y_i^r)}{6}, \frac{\sum_{i=1}^{i+1} (z_i^l + z_i^r)}{6} \right) \quad (11)$$

结构光视觉传感器跟踪姿态由视觉传感器前进矢量 X_m 和检测矢量 Z_m 以及对缝法线矢量 Y_m 确定为

$$\begin{cases} X_m = (P_i P_{i+1}) / \|P_i P_{i+1}\| \\ Z_m = n_i \\ Y_m = Z_m \times X_m \end{cases} \quad (12)$$

其中,轨迹特征点 P_i 处的前进矢量 X_m 为轨迹在该点的单位切向量;视觉传感器的检测矢量 Z_m 要求与结构光平面平行并且指向蒙皮对缝; n_i 为对缝特征点拟合平面的法向量;对缝法线矢量 Y_m 与视觉传感器前进矢量 X_m 、视觉传感器检测矢量 Z_m 为两两正交关系,组成右手矢量集合。由此可得某轨迹特征点 $P(x, y, z)$ 处对应的视觉传感器的位置和姿态为

$$T = \begin{bmatrix} X_m & Y_m & Z_m & P \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (13)$$

将识别出的对缝特征点坐标代入视觉传感器跟踪位姿求解模型,并将计算结果通过修正后手眼标定参数转换到机器人基坐标系中,即可得到准确的机器人跟踪位置和姿态信息。

4 试验结果与分析

为验证方法有效性,搭建对缝跟

踪试验平台如图7所示。本系统采用 Universal Robots 公司的 UR5 型机器人(重复定位精度 ± 0.03 mm);工业相机是大恒图像公司的 MER-502-79U3C 相机,其分辨率为 2448×2048 ,最高帧率为 79 帧/s;相机镜头是康标达公司的 M0814-MP2 镜头,焦距为 8 mm;结构光发生器是 Osela Streamline Laser 系列的三线结构光发生器,波长为 637 nm。

4.1 对缝跟踪位置精度验证

辅助试验设备如图8所示,其中,图8(a)为对缝跟踪标准试验件的实物图。试验件的整体尺寸大小为 350 mm \times 500 mm,加工制造精度为 ± 0.050 mm。试验件上同时有直线对缝和曲线对缝,曲线对缝的理论轨迹为正弦函数曲线,两条对缝始末点间的距离均为 450 mm。

视觉传感器通过转接环与机器人法兰连接,如图8(b)所示。转接

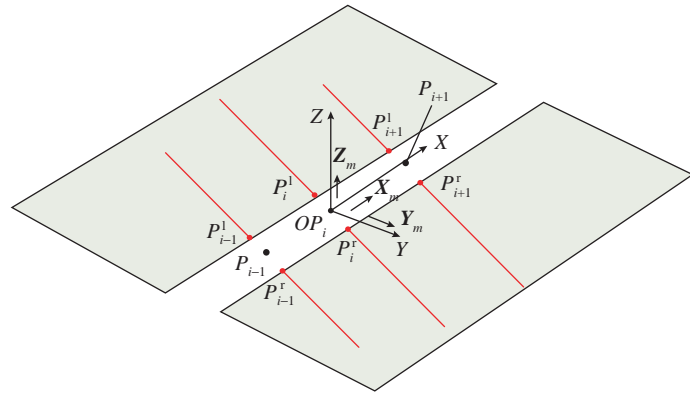


图6 跟踪位姿求解模型

Fig.6 Tracking pose solving model

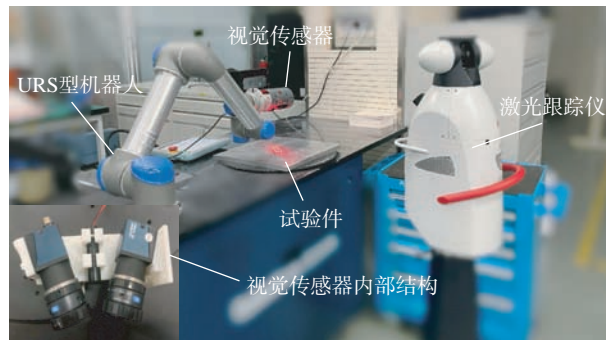


图7 对缝跟踪试验平台

Fig.7 Seam tracking experimental platform

环靠近机器人法兰盘的一侧设计了用于放置激光跟踪仪靶球座的基准孔(直径 8 mm),通过基准孔可将机器人的相关坐标系与激光跟踪仪的测量坐标系建立联系。使用激光跟踪仪测量试验件基准点上的靶球坐标,利用坐标转换方法,将试验件上两条对缝的理论轨迹转换到机器人基坐标系中。视觉传感器以 30 帧/s 的帧率进行图像采集,以 7 mm/s 的速度进行运动,完成整条对缝的扫描测量工作。将测量过程中视觉传感器的运动轨迹与三维数模中的理论轨迹进行对比从而获得轨迹误差。

4.1.1 直线对缝特征位置精度

以跟踪直线对缝为例,视觉传感器的工具中心点(Tool central point, TCP)位置坐标是通过机器人法兰坐标系的位姿解算得到的。在跟踪过程中,通过机器人示教器可读取当前状态下机器人法兰坐标系的位姿,解算出视觉传感器的 TCP 坐标,将轨迹点拟合的轨迹与理论轨迹对比即可得到跟踪位置的误差。此外,将本文所用方法与鲁小翔^[8]和王文辉^[11]的方法进行比较,以此来验证方法的精确性。

直线对缝跟踪轨迹误差如图 9 所示。可知,在对缝跟踪过程中,使用本文方法拟合得到的对缝轨迹上的 TCP 坐标到理论轨迹的位置最大误差不超过 0.365 mm,平均误差为 0.195 mm,明显优于另两种方法。

4.1.2 曲线对缝特征位置精度

按照上述试验步骤,对试验件上的曲线对缝进行跟踪试验,曲线对缝跟踪轨迹误差如图 10 所示。可知,在对缝跟踪过程中,使用本文方法拟合得到的对缝轨迹上的 TCP 坐标到理论轨迹的位置最大误差不超过 0.465 mm,平均误差为 0.305 mm,明显优于另两种方法。

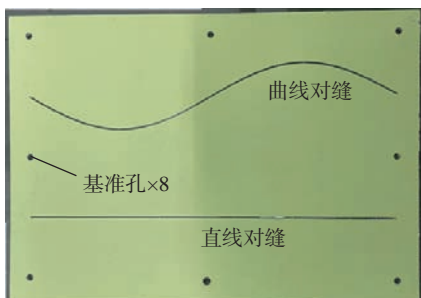
综合直线对缝和曲线对缝的跟踪试验结果可知,直线对缝跟踪的平

均位置误差为 0.195 mm,曲线对缝跟踪的平均位置误差为 0.305 mm。相对于直线对缝跟踪来说,在进行曲线对缝跟踪时,机器人运动姿态调整的次数增多、幅度增大,从而导致累积的误差增大,即表现为曲线对缝跟踪的位置精度比直线对缝跟踪的位置精度差。

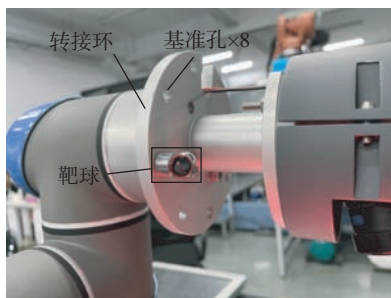
4.2 对缝跟踪姿态精度验证

在跟踪过程中,除了保证视觉传感器 TCP 点沿着对缝轨迹运动之外,还要保证跟踪过程中视觉传感器以理想的跟踪姿态进行运动,因此需要对试验件上的两条对缝进行视觉传感器姿态跟踪精度试验,以确保跟踪姿态的精度。

试验件对缝轨迹跟踪理想姿态如图 11 所示。其中,直线对缝的理想跟踪姿态是确定唯一的,因此,以跟踪前进方向为 X 轴,试验件平面为 XOY 平面,法向为 Z 轴建立坐标系,以此表示视觉传感器的理想跟踪姿态。曲线对缝的理想跟踪姿态随着轨迹运动而变化,以当前轨迹的切线方向为 X 轴,试验件平面为



(a) 对缝跟踪标准试验件



(b) 转接环

图 8 辅助试验设备
Fig.8 Auxiliary experimental equipment

XOY 平面,法向为 Z 轴建立坐标系,以此表示视觉传感器的理想跟踪姿态。

4.2.1 直线对缝特征姿态精度

以跟踪直线对缝为例,在跟踪过程中,通过机器人示教器得到当前状态下的机器人法兰坐标系的位姿,通过工具坐标系标定得到的转换关系可解算出视觉传感器的姿态。对应

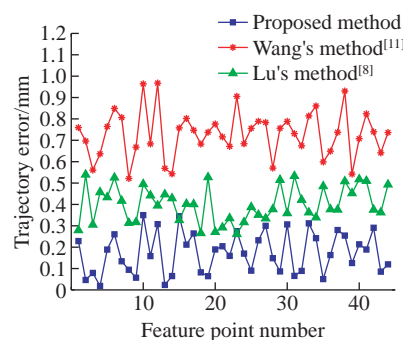


图 9 直线对缝跟踪轨迹误差
Fig.9 Trajectory error of straight seam tracking

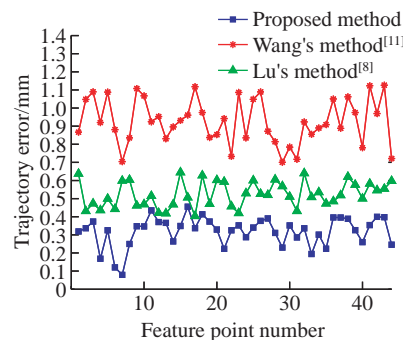


图 10 曲线对缝跟踪轨迹误差
Fig.10 Trajectory error of curve seam tracking

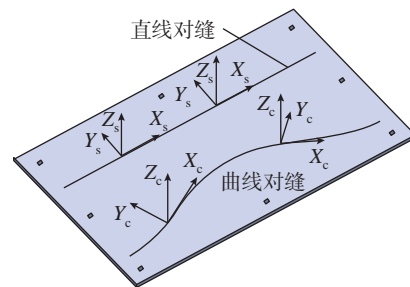


图 11 对缝轨迹跟踪理想姿态示意图
Fig.11 Schematic diagram of ideal posture for seam trajectory tracking

的理想跟踪姿态可以从数模中提取得到。将二者通过相关坐标系进行转换统一,随后计算二者在X轴、Y轴和Z轴上的角度偏差来验证姿态跟踪精度。

直线对缝跟踪姿态误差如图12所示,在跟踪过程中,视觉传感器的实际跟踪姿态与对应的理想跟踪姿态在X轴方向上的跟踪姿态偏差角度最大不超过 0.3° ,平均偏差角度为 0.239° ;在Y轴方向上的跟踪姿态偏差角度最大不超过 0.3° ,平均偏差角度为 0.209° ;在Z轴方向上的跟踪姿态偏差角度最大不超过 0.3° ,平均偏差角度为 0.231° 。本文方法明显优于另两种方法。

4.2.2 曲线对缝特征姿态精度

曲线对缝跟踪姿态误差如图13所示。可知,在跟踪过程中,视觉传感器的实际跟踪姿态与对应的理想

跟踪姿态在X轴方向上的跟踪姿态偏差角度最大不超过 0.45° ,平均偏差角度为 0.341° ;在Y轴方向上的跟踪姿态偏差角度最大不超过 0.45° ,平均偏差角度为 0.374° ;在Z轴方向上的跟踪姿态偏差角度最大不超过 0.45° ,平均偏差角度为 0.355° 。

综合直线对缝和曲线对缝的姿态跟踪试验结果可知,直线对缝的实际跟踪姿态与理想跟踪姿态,在X轴、Y轴和Z轴方向上的平均角度偏差分别为 0.239° 、 0.209° 和 0.231° ;曲线对缝的实际跟踪姿态与理想跟踪姿态,在X轴、Y轴和Z轴方向上的平均角度偏差分别为 0.341° 、 0.374° 和 0.355° 。相对于直线对缝跟踪,在进行曲线对缝跟踪时,机器人运动姿态调整的次数增多、幅度增大,从而导致累积的误差增大,即表现为曲线对缝跟踪的姿态精度比直线对缝跟

踪的姿态精度差。

4.3 速度适应性验证

为了确定跟踪速度对于本文方法跟踪精度的影响,在不同跟踪速度下对跟踪精度进行验证,并确定最优的跟踪速度。以曲线对缝为检测目标,设定跟踪速度从 1 mm/s 到 15 mm/s ,以 1 mm/s 为间隔进行整数递增,并在每个速度下以整条曲线对缝的平均跟踪位置精度来表示对缝跟踪精度,试验结果如图14所示。可知,当跟踪速度在 $1\sim 8\text{ mm/s}$ 范围内时,对缝跟踪误差维持在一个较低的水平。当超出此范围后,跟踪速度将对跟踪和测量误差产生较大影响。主要有2个原因:(1)当机器人移动速度较快时,相机受到图像采集帧率和快门速度的影响,难以采集清晰的图像;(2)机器人移动速度较快时,相邻帧之间图像产生较大的运动差,

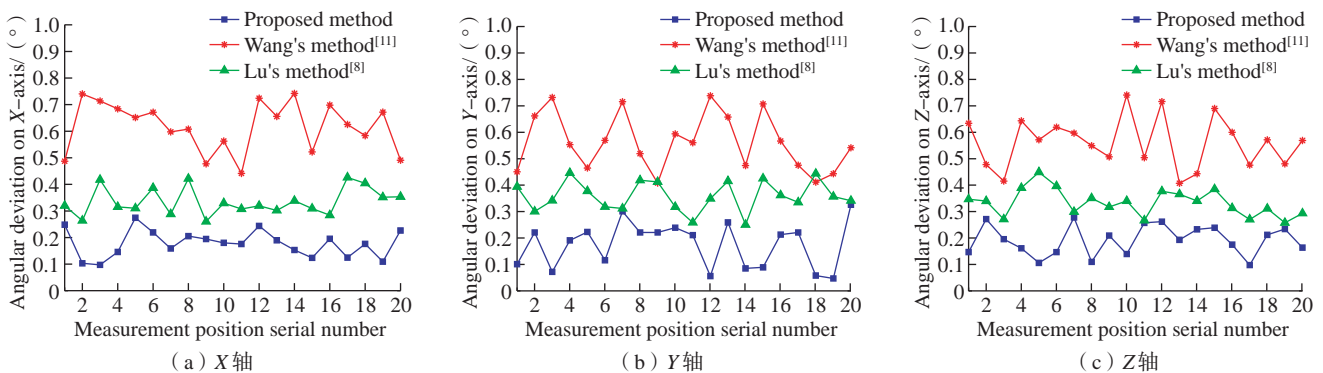


图12 直线对缝跟踪姿态误差

Fig.12 Straight seam tracking attitude error

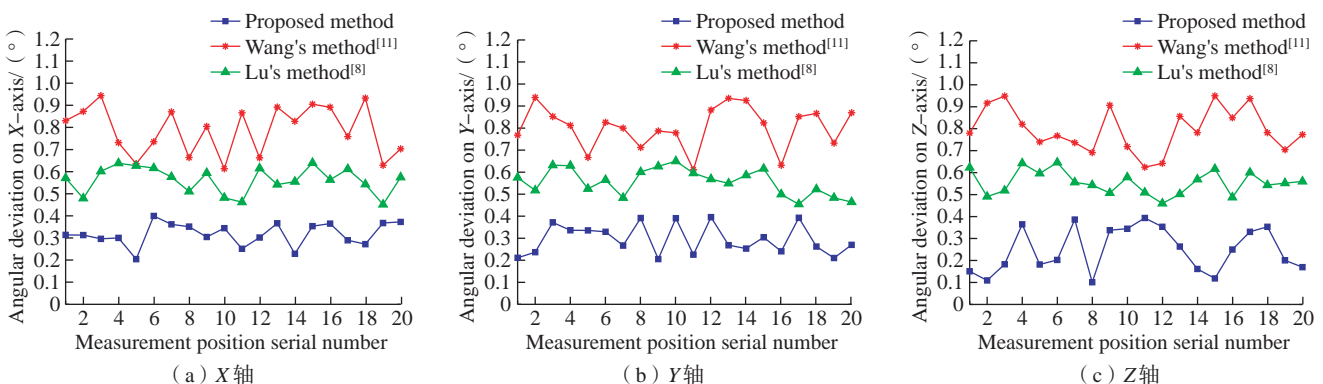


图13 曲线对缝跟踪姿态误差

Fig.13 Curve seam tracking attitude error

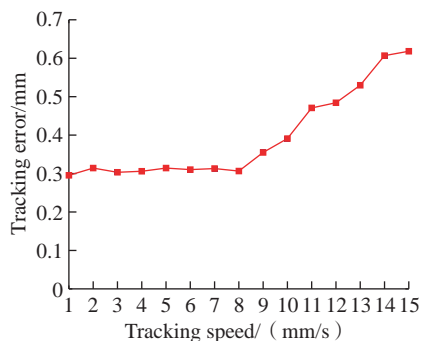


图 14 不同速度下的对缝跟踪误差
Fig.14 Seam tracking error at different speeds

不满足相邻图像像素运动空间一致的条件,从而导致对缝跟踪误差较大。综合考虑对缝测量精度和跟踪效率并避免选择临界值,确定本系统测量精度最佳时的跟踪速度为 7 mm/s,此条件下,对缝跟踪的位置精度大于 0.500 mm,对缝跟踪的姿态精度大于 0.5°。

5 结论

本文开发了一种基于结构光视觉的蒙皮对缝自主跟踪系统。针对跟踪系统开发中遇到的问题,提出了跟踪过程中对缝特征点实时提取和机器人运动控制的方法。

(1) 采用传统的形态学方法提取蒙皮对缝特征并确定对缝跟踪区域。在对缝跟踪过程中,为了满足对缝特征点提取的实时性要求,利用对缝图像的光流信息来实时提取对缝特征点。

(2) 构建视觉传感器跟踪位姿求解模型,并结合修正后手眼标定参数准确地解算出机器人跟踪位置和姿态信息,实现机器人对蒙皮对缝的精准跟踪。

(3) 试验和分析表明,该跟踪系统具有良好的准确性和稳定性。当跟踪速度为 7 mm/s 时,对缝跟踪的位置精度大于 0.500 mm,对缝跟踪的姿态精度大于 0.5°,表明该系统具有良好的跟踪效果。

参考文献

[1] 刘芳,夏桂锁,温志辉,等.飞机蒙皮缺陷检测的现状与展望[J].航空制造技术,2021,64(23/24):39-50.

LIU Fang, XIA Guisuo, WEN Zhihui, et al. Current status and prospect of defect detection of aircraft skin[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(23/24): 39-50.

[2] 何潇,杨鹏飞,樊俊玲.飞机二次共固化蒙皮超声检测缺陷信号的识别方法[J].无损检测,2020,42(4):31-35.

HE Xiao, YANG Pengfei, FAN Junling. Identification of defect signals of ultrasonic testing of aircraft secondary co-cured skin[J]. Nondestructive Testing, 2020, 42(4): 31-35.

[3] XIA R B, ZHAO J B, ZHANG T Y, et al. Detection method of manufacturing defects on aircraft surface based on fringe projection[J]. Optik, 2020, 208: 164332.

[4] FENG Z Y, MAO K Y, ZOU T C, et al. Discussion on airworthiness requirement of widespread fatigue damage—Safe-life methodology or damage-tolerance methodology[J]. Procedia Engineering, 2014, 80: 392-398.

[5] LONG K, XIE Q, LU D N, et al. Aircraft skin gap and flush measurement based on seam region extraction from 3D point cloud[J]. Measurement, 2021, 176: 109169.

[6] 张波.飞机蒙皮对缝特征提取及间隙阶差分析方法[D].南京:南京航空航天大学,2020.

ZHANG Bo. Methods for extracting feature and analyzing gap and flush of seam on aircraft skin[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020.

[7] 张卡.面向飞机蒙皮接缝的线结构光检测技术研究[D].南京:南京航空航天大学,2011.

ZHANG Ka. Research on linear structured light detection technology for aircraft skin seams[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011.

[8] 鲁小翔.飞机蒙皮对缝自动化视觉跟踪测量[D].南京:南京航空航天大学,2020.

LU Xiaoxiang. Automated visual tracking measurement of aircraft skin seam alignment[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020.

[9] 张洪瑶,李论,赵吉宾,等.基于机

器人——扫描仪测量的蒙皮对缝检测技术研究[J].工具技术,2018,52(8):121-126.

ZHANG Hongyao, LI Lun, ZHAO Jibin, et al. Research on measurement technique of flush and gap between aircraft skins based on robot-3D laser scanner system[J]. Tool Engineering, 2018, 52(8): 121-126.

[10] 许大师,杜福洲.基于线结构光的飞机蒙皮对缝阶差与间隙测量技术研究[J].航空制造技术,2017,60(5):77-81.

XU Dashuai, DU Fuzhou. Research on measurement technique of the stepped difference and gap between aircraft skins based on linear structural light[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2017, 60(5): 77-81.

[11] 王文辉.自主移动式对缝测量平台设计与开发[D].南京:南京航空航天大学,2020.

WANG Wenhui. Design and development of autonomous movement platform for seam measurement[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020.

[12] RYBERG A, ERICSSON M, CHRISTIANSSON A K, et al. Stereo vision for path correction in off-line programmed robot welding[C]//2010 IEEE International Conference on Industrial Technology. Chile: IEEE, 2010.

[13] JIN Z S, LI H C, ZHANG C H, et al. Online welding path detection in automatic tube-to-tubesheet welding using passive vision[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2017, 90(9): 3075-3084.

[14] 陆苗.基于结构光点云的焊缝定位与跟踪方法研究[D].南京:南京航空航天大学,2021.

LU Miao. Research on weld location and tracking method based on structured light point cloud[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2021.

[15] 邹焱飏,周卫林,陈向志.基于深度分层特征的激光视觉焊缝检测与跟踪系统研究[J].中国激光,2017,44(4):0402009.

ZOU Yanbiao, ZHOU Weilin, CHEN Xiangzhi. Research of laser vision seam detection and tracking system based on depth hierarchical feature[J]. Chinese Journal of Lasers, 2017, 44(4): 0402009.

[16] ZOU Y B, CHEN X Z, GONG G J, et al. A seam tracking system based on a laser vision sensor[J]. Measurement, 2018, 127:

489–500.

[17] TRAN T T, HA C. Non-contact gap and flush measurement using monocular structured multi-line light vision for vehicle assembly[J]. International Journal of Control,

Automation and Systems, 2018, 16(5): 2432–2445.

[18] GUO J C, ZHU Z M, SUN B W, et al. Principle of an innovative visual sensor based on combined laser structured lights and

its experimental verification[J]. Optics & Laser Technology, 2019, 111: 35–44.

通讯作者: 李沈泉, 副教授, 博士, 研究方向为飞机装配。

Autonomous Tracking Measurement Technology for Aircraft Skin Seam Based on Structured Light

ZHANG Xuetao¹, HOU Guoyi², ZHAO Ziyue¹, SUN Anbin¹, LI Shuanggao², ZHAO Peng²

(1. AVIC Changcheng Institute of Metrology & Measurement, Beijing 100095, China;

2. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

[ABSTRACT] Aiming at the automation measurement problem of aircraft skin seam gaps and step differences, a skin seam autonomous tracking method is studied based on line structured light visual detection technology. By combining traditional image morphology based processing methods with optical flow methods, real-time tracking of skin seam features is achieved, thereby determining the measurement positions of gaps and step differences. The accuracy of seam tracking was improved by correcting the eye-in-hand calibration parameters based on measured data. The experimental results show that when the tracking speed is 7 mm/s, the position accuracy of seam tracking is higher than 0.500 mm, and the attitude accuracy of seam tracking is higher than 0.5°. This tracking system has good accuracy and stability and can meet the requirements of aircraft skin seam tracking.

Keywords: Aircraft skin seams; Multi-line structured light; Optical flow method; Autonomous tracking; Machine vision

(责编 向阳)

(上接第 58 页)

Research on Data-Driven Simulation Technology of Fuselage Docking Process

WANG Zhongqi, NIE Xiaole, LI Jiawei, WANG Anyang, ZHAO Yang, CHANG Zhengping

(Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

[ABSTRACT] To address the issues of large theoretical model deviations and long finite element model consumption in traditional aircraft docking simulation, a data-driven aircraft docking process simulation technology research is carried out. Firstly, by using virtual-real fusion technology, a six-degree of freedom platform kinematic model and a body-attitude adjustment platform pose transformation model were constructed. Real-time simulation data transmission was achieved through data exchange to drive the virtual model. The measurement data and virtual model were used for fuselage docking simulation, and the docking process pose parameters were determined, providing a data basis for adjusting the attitude adjustment platform parameters. Afterwards, in order to improve the efficiency of data solving, based on the finite element model for solving the deformation of the fuselage, the deformation amount is calculated and converted into the change in fuselage position. The attitude angle and position change of the fuselage are used as input and output values to construct a surrogate model, and the effectiveness of the method is verified. Finally, a simulation system for the docking process of the fuselage was developed. Taking the docking process of the fuselage test piece as an example, the results verified that the system was feasible.

Keywords: Fuselage docking; Virtual-real fusion; Data driven; Surrogate model; System development

(责编 晓月)

引文格式: 方维, 陈黎茜, 孙安斌, 等. 增强现实辅助的航空航天产品智能装配技术研究进展[J]. 航空制造技术, 2024, 67(16): 94-106.
FANG Wei, CHEN Lixi, SUN Anbin, et al. Research progress of augmented reality assisted intelligent assembly for aerospace products[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2024, 67(16): 94-106.

增强现实辅助的航空航天产品智能装配 技术研究进展*

方 维¹, 陈黎茜¹, 孙安斌², 许澍虹³

(1. 北京邮电大学, 北京 100876;

2. 航空工业北京长城计量测试技术研究所, 北京 100095;

3. 中国商飞北京民用飞机技术研究中心, 北京 102211)

[摘要] 增强现实(Augmented reality, AR)可将可视化装配工艺指令叠加在作业现场,增强操作人员感知信息的能力,对提高航空航天等复杂产品装配质量和装配效率、减少操作人员认知负荷具有积极作用。本文首先对现有AR装配中的跟踪注册、人机交互和显示等关键技术进行梳理,然后基于装配工艺指令呈现方式不同,分别从头戴式、手持式和投影式3个视角下对现有航空航天产品的AR装配研究及应用现状进行系统综述,并讨论人工智能技术对AR装配的赋能作用,最后总结现有AR装配技术存在的挑战和未来发展趋势,旨在为航空航天等复杂产品智能化装配研究和工程应用提供参考和借鉴。

关键词: 智能化装配; 增强现实; 航空航天产品; 混合现实; 装配引导

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2024.16.094



方 维

副教授, 博士, 研究方向为工业增强现实、机器视觉与智能装配技术。

* 基金项目: 国家自然科学基金(52105505);
北京市自然科学基金(3204050)。

飞机、航天器等航空航天产品具有装配过程复杂、装配环节多、装配周期长等特点,这类产品装配过程多以手工作业为主,装配质量和装配效率直接决定了产品的最终性能和交付周期^[1]。当前复杂产品装配过程中,操作人员主要参考纸质工艺文件来执行装配任务,易出现因信息表达冗余抽象、可视化程度低和作业人员识图理解困难等导致的错装、漏装等现象^[2],因此,迫切需要一种智能化的装配引导方法将虚拟装配指令融合到生产第一线以指导装配操作。

自1992年波音公司技术人员首次提出“增强现实(Augmented reality, AR)”这一概念^[3]以来,基于增强现实的智能装配方法为“所见即所得”的装配引导提供了有效解

决途径,它借助于AR技术构建的沉浸式作业环境,将3D工艺指令等信息叠加在装配现场,增强操作人员感知信息并与之进行交互的能力,对提高航空航天产品装配质量和装配效率、缓解装配现场工人认知负荷具有积极作用^[4]。近年来,计算机处理能力的提升,以及传感器和显示技术的快速发展,极大推动了AR技术从实验室走向工业现场的进程,尤其是如Google Glass、HoloLens、Apple Vision Pro等消费级混合现实设备的先后出现,在提高人们对AR技术了解认知的基础上,有力推动了AR在航空航天等复杂产品装配中的探索与应用^[5]。迄今,在AR辅助装配研究中,国内外相关学者已开展了大量研究工作。本文将在分析AR装配

关键技术基础上,系统论述航空航天装备等复杂产品装配的研究现状及其典型应用进展,并讨论人工智能驱动的AR装配研究,最后总结和展望航空航天产品AR装配的发展趋势,为AR技术在智能装配制造领域的应用部署提供参考。

1 AR装配辅助关键技术

为实现沉浸式智能装配辅助,AR装配系统需要具备精准的跟踪注册、自然的人机交互以及友好的可视化显示能力^[6]。其中跟踪注册技术可将AR装配指令以合适的位置和朝向叠加到作业现场,为实现可视化装配指引提供基础。人机交互技术则侧重在沉浸式AR装配环境下,利用传感器感知和识别算法,实现操作人员与虚拟作业指令间自然友好的信息交流,最终基于合适的图形渲染算法和显示终端,将沉浸式的装配辅助指令以可视化方式准确呈现在作业人员视场中。

1.1 AR装配中的跟踪注册技术

跟踪注册技术是实现AR装配系统虚实作业指引的关键环节,它决定了虚拟装配指令能否准确、实时地叠加到作业现场,当操作人员移动、旋转或改变视角时,保持虚拟信息与物理环境的几何一致性。对于AR装配系统而言,为形成沉浸式的可视化作业指引效果,需确保跟踪注册过程的持续准确可靠。考虑到工业现场作业人员移动及与现场环境目标进行交互的需求,AR装配系统位姿感知的响应延迟时间应尽可能短,因此其跟踪注册模块应具备足够高的刷新率。按照具体实现方式的不同,现有AR装配跟踪注册技术主要可以分为基于传感器的跟踪注册、基于计算机视觉的跟踪注册和基于多传感器融合的跟踪注册,如图1所示。

(1) 基于传感器的跟踪注册。

基于传感器的跟踪注册技术通

过传感器的信号发射器与感知器来获取相关位置数据,进而计算出AR装配系统相对于物理场景的位姿^[7]。文献[8]中总结了几种基于传感器的AR跟踪注册技术,主要是基于机械式跟踪、电磁跟踪及惯性跟踪等。其中,机械式跟踪利用机械装置各个节点之间已知的角度及位置关系,建立运动学方程求解末端执行器的实时位姿实现跟踪。机械式传感器具有结构简单、可靠性和实时性高的特点,但其操作自由度受限于机械结构,导致灵活性较低,不适用于复杂多变的现场作业环境。电磁跟踪则通过对电磁信号相关参数进行测量来确定被测目标的位置或朝向,其跟踪注册方法可覆盖大范围的应用场景,但易受到信号屏蔽等周围环境的影响,目前尚难以在室内环境提供稳定可靠的跟踪注册结果。由于基于传感器的跟踪注册方法存在易受环境干扰、精度和稳定性受限等问题,当前AR装配系统相对较少单独采用基于传感器的跟踪注册方法。

(2) 基于计算机视觉的跟踪注册。

基于计算机视觉的AR装配跟踪注册方法通过相机获取装配现场的图像信息,构建图像视觉特征和装配现场物理坐标间的映射关系,解算AR系统在当前装配场景中的

位姿。根据图像特征匹配信息的不同,基于计算机视觉的跟踪注册又可进一步细分为基于人工标识、基于模型和基于自然特征的方法^[9],具体如图2所示。

基于人工标识的跟踪注册方法依赖于待增强场景中粘贴的人工标识(如ARTag^[10]、QRCode^[11]等),以之作为待匹配信息,并建立基于人工标识3D角点的世界坐标系;然后利用相机进行人工标识图像的获取,识别不同人工标识编号,并提取对应的2D图像角点坐标;在此基础上,根据人工标识角点间的3D-2D对应关系,通过PnP算法^[12]得到AR系统相对于该标识的位姿,进而将虚拟作业指令渲染叠加在物理装配现场。基于人工标识的跟踪注册方法计算复杂度低,且具有操作简单、使用方便等特点,但由于需事先在待增强的场景中粘贴人工标识,难以适用于禁止粘贴外来人工标识物的场景,故在实际航空航天产品AR装配部署中仍存在一定局限。

基于模型的跟踪注册方法则是利用场景中已有零部件的3D先验模型作为对象,当相机捕捉到与先验模型匹配的2D图像目标特征时,通过构建当前2D图像信息与先验3D模型间的约束方程,解算AR装配系统在物理现场的位姿^[13]。基于模型

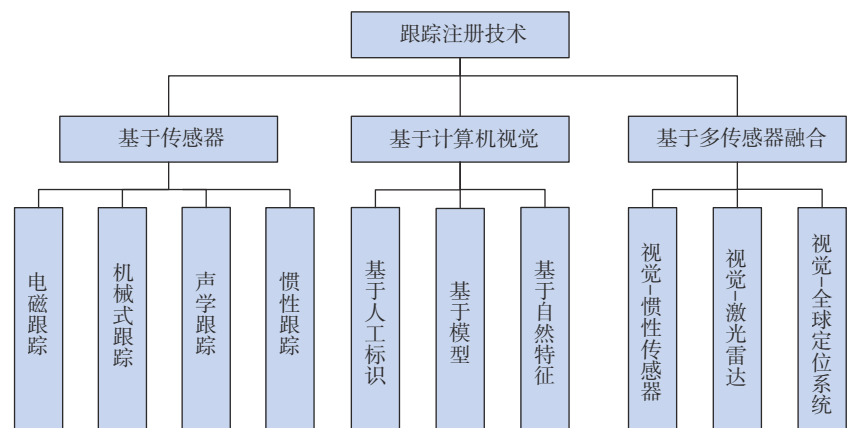


图1 航空航天产品AR装配中的跟踪注册技术分类

Fig.1 Classification of tracking registration technology in aerospace product AR assembly

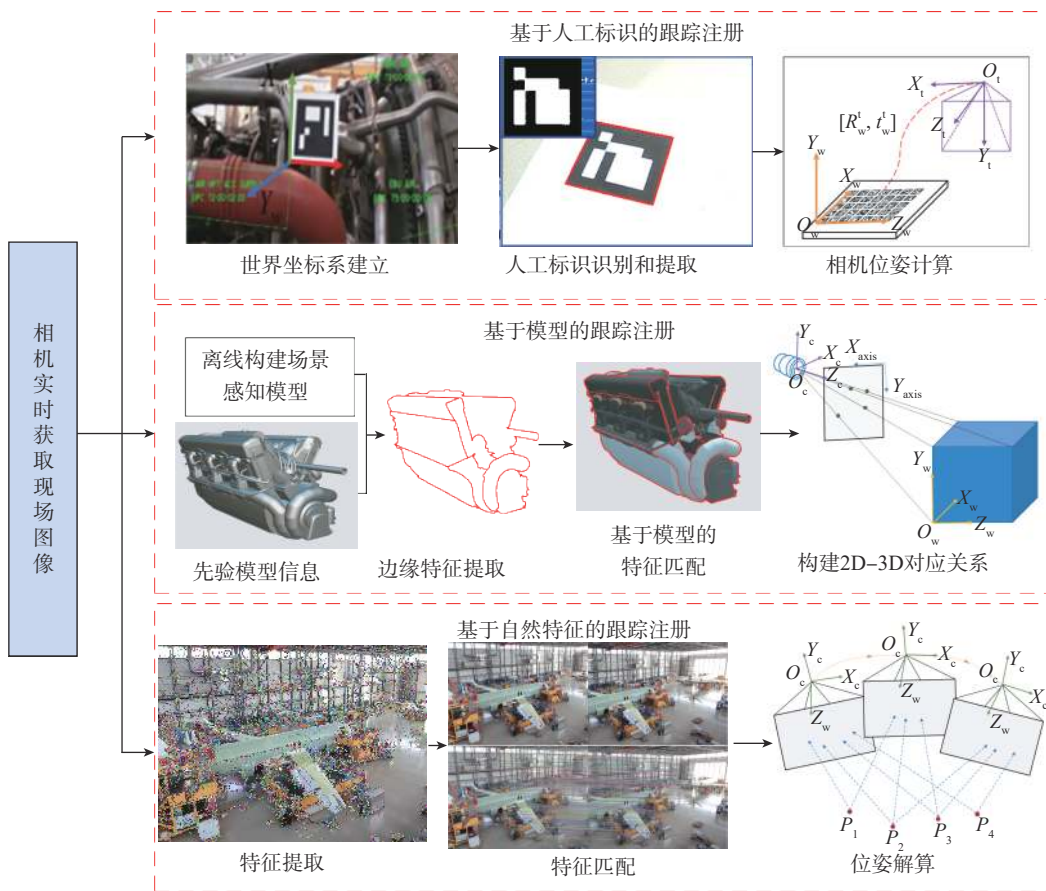


图2 基于计算机视觉的跟踪注册分类

Fig.2 Classification of tracking registration based on computer vision

的 AR 装配跟踪注册方法虽不需要在工业现场粘贴人工标识,但它依赖于对场景中已有零部件 3D 模型等先验信息,故在一定程度上限制该方法在复杂 AR 装配场景下的应用。

相较于人工标识特有的视觉侵入性,以及基于模型的跟踪注册方法对先验信息的依赖性,基于自然特征的 AR 跟踪注册方法可根据环境中已有的特征(如点、线和纹理等),解算 AR 系统在装配现场的位姿,因其友好的环境适应性,近年来在 AR 装配中受到了广泛关注。例如,文献 [14] 借助特征检测算子实现对装配现场自然特征的提取与表达,通过匹配已构建的特征描述库对 AR 装配系统进行位姿估计。随着计算机视觉技术的发展,基于视觉 SLAM (Simultaneous localization and mapping) 跟踪注册算法因避免了对

先验特征信息库的依赖,进一步提高了 AR 装配的环境适应性。该类方法根据物理现场已有的视觉特征,利用特征检测算子实现对图像特征的提取与描述,并借助图像帧间自然特征匹配和多视几何约束,估计 AR 系统在装配现场中的位姿^[15]。例如,2015 年 Mur-Artal 等^[16]提出的 ORB-SLAM,将 SLAM 分为跟踪、地图构建和全局地图优化 3 个并行的线程,并增加了闭环矫正策略,有助于 AR 装配系统获得更精确的跟踪注册结果。但对于弱纹理、光照变化及动态变化的装配现场,基于单一视觉的跟踪注册方法易出现定位失败而导致的 AR 误指引现象,使得该方法在实际装配现场的适用性方面存在不足。

(3) 基于多传感器融合的跟踪注册。

通过融合不同类型传感器的互

补特性,为实际 AR 应用提供更为准确的位姿估计的方法,逐渐成为当前移动 AR 装配应用的趋势所在。其中,得益于低成本、低功耗和小体积等优势,以基于视觉和惯性融合的跟踪注册方法受到了最为广泛的关注。例如, Campos 等^[17]基于预积分思想将视觉 ORB-SLAM 算法扩展为基于特征的紧耦合视觉惯性融合 SLAM 系统; Qin 等^[18]利用单目视觉惯性的互补特性,采用紧耦合的非线性优化方法为 AR 系统提供实时位姿估计。

1.2 AR 装配中的人机交互技术

在沉浸式 AR 装配过程中,如何构建虚拟装配指令、物理现场以及作业人员间的人机交互通道,是实现“人在环路”智能装配指引的关键。文献 [19] 中介绍了伯明翰大学教授 Alan Dix 的观点,他认为人机交互是

研究人、计算机以及它们之间的相互作用方式,目的是使计算机更好地为人类服务。与传统的人机交互不同,AR装配中的人机交互不仅是操作人员与AR设备之间的交互,还涉及装配人员与可视化作业指令间的交互^[20],并满足交互过程中的自然性、直观性和实时性需求。目前AR装配系统中的人机交互技术主要有触控交互、语音交互、手势交互及眼动交互等。

触控交互能让人们通过触摸就直接与虚拟装配指令进行互动,操作人员通过手部或手持传感器与可视化标记直接接触,从而实现与相应数据信息的即时互动和表达。触控交互主要用于触屏式设备中,如平板电脑和移动智能终端,得益于触控交互操作精度较高的优势,该交互方式已广泛应用于各类手持式移动AR装配系统中^[19]。语音交互则主要依赖于自然语言处理技术,通过对传感器采集到的语音信号进行预处理后提取出合适的声学特征参数,将待识别的音频信号与模板库中的样本信号进行匹配,进而识别出相应的命令以实现语音交互^[21]。语音识别有助于解放装配人员双手,是一种更为自然、便捷的人机交互方式,但语音交互易受环境噪声的干扰,在实际工业现场易出现识别稳定性不足或误触等现象。手势交互方法是通过基于传感器或基于图像的方式获取操作人员的手部姿态信息,它在识别手工装配动作和作业意图方面具有独特的适应性^[22]。相对于语音和手势交互,眼动交互极大缩短了信息加工与动作执行的反应时间,被认为是一种更自然的人机交互范式。在AR装配中,通常将眨眼、注视和眼跳作为输入信号,通过识别和分析用户的眼球动作来实现与AR系统的交互控制^[23-24]。目前,眼动交互技术尚未大规模普及,但其潜力正在逐渐受到关注和认可,目前主流的消费级AR

终端设备中均具备眼动交互功能,如HoloLens 2和Apple Vision Pro等,上述人机交互方式的典型应用及特点如表1所示^[21,25]。

1.3 AR装配中的显示技术

虚实融合后的作业指引通过AR显示技术呈现给操作人员,因此它对AR显示终端的分辨率和动态范围等特性具有较高要求,以确保虚拟指引信息与真实世界的无缝融合。如图3所示,根据显示终端设备产品形态,现有AR装配的显示方式可分为头戴式显示、手持式显示和投影式显示3种。

头戴式显示可将工艺指令信息直接呈现在作业人员眼前,按照实现方式的不同可进一步细分为视频透视式和光学投射式^[5],其中视频透视式是采用相机实时捕捉周围物理场

景视频流,并将虚拟装配指令等信息直接渲染叠加到该视频流上实现虚实融合;光学投射式则是将虚拟的内容直接投射到操作员眼前的半反半透镜片上,使人眼能够观察到虚拟图像与真实装配场景相叠加的场景^[26-27]。手持式显示通常借用手持移动终端作为AR装配的显示设备,它利用设备自带的摄像头来捕捉工业现场视频流,并实时叠加相应的虚拟辅助信息实现AR作业指引^[28-30]。然而,由于操作人员进行手持AR指引时需占用至少一只手,使得手持式AR在操作便利性上存在一定局限。投影式显示借助于激光等投射器,直接将虚拟作业指令投射到真实装配现场进行AR作业指引^[22,31-32]。相较于头戴式和手持式方法,投影式显示设备需事先固定在装配现场,因

表1 航空航天产品AR装配中典型的人机交互方式

Table 1 Typical human-computer interaction methods in aerospace product AR assembly

人机交互方式	典型应用/设备	优点	缺点
触控交互	智能手机 ^[21] 、平板电脑 ^[25]	操作直观易懂,精确度较高	依赖物理接触,准确性易受触摸界面污染等环境因素影响
语音交互	Siri、Cortana	非接触操作,方便快捷,具备自然性	识别率受环境噪音及语言差异影响大,存在隐私问题
手势交互	Leap Motion 手势控制器、HoloLens 2、MediaPipe	非接触操作,方便且直观易懂,交互逻辑丰富	识别精度受环境光线、背景等影响大,使用前学习成本大
眼动交互	HoloLens 2、Apple Vision Pro、Pupil Labs 眼动仪	非接触操作,方便快捷,具备自然性	设备昂贵,识别精度受到用户眼睛状态影响

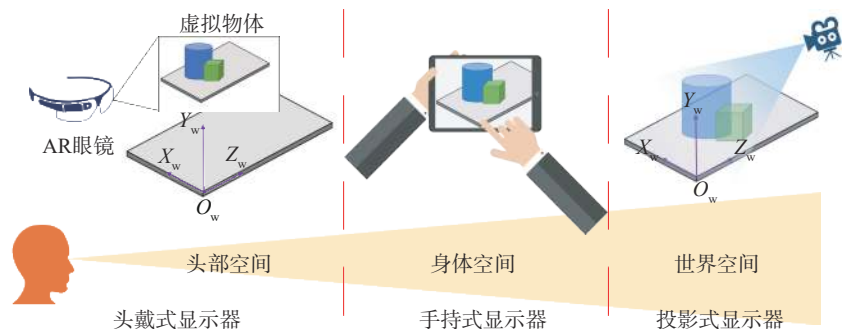


图3 AR装配中的显示技术分类

Fig.3 Classification of display technology in AR assembly

而具有更优的人因舒适性,但由于投影光线易被现场零部件和手势等遮挡,会导致目标指令投影不完整或出现中断等现象,从而破坏虚实融合指引的整体性和连贯性,故此方法更适用于固定场景下较大范围的AR装配应用。

2 AR辅助航空航天产品装配研究

在对现有AR装配辅助的跟踪注册、人机交互及显示等关键技术论述的基础上,本文将进一步梳理和分析近年来AR装配技术在航空航天领域的研究与应用进展,以期为后续智能AR装配的现场部署提供参考。

2.1 国内外研究背景

为统计分析近年来国内外学者在AR辅助航空航天产品装配领域的研究进展,本文首先定义了文献检索标准,从国内外知名学术数据库中收集相关论文,具体包括中国知网、Engineering Village、Web of Science、IEEE Xplore、Springer-Link和ACM数据库,检索条件:(1)在中文文献的主题中包含“航空”或“航天”或“飞机”,且包含“增强现实”或“混合现实”或“AR”,同时包含“装配”或“增强辅助”;(2)在英文文献的主题中包含“Aircraft”或“Avionics”或“Aerospace”或“Aero engine”或“Satellite”或“Spacecraft”,且同时包含“AR assembly”或“Augmented assembly”。

考虑到近年来航空航天产品AR装配的发展历程,本文以上述关键词为搜索条件,检索并收集了近10年(2014年1月—2024年2月)来国内外相关文献,最终筛选出同时满足“航空航天”为场景,“装配辅助”为应用以及“AR技术”为主题的相关文献共计51篇。对所选择的文献进行统计与分析,如图4(a)所示(其中2024年1—2月统计文献2篇),

按AR显示方式的不同进行分类的文献统计饼图如图4(b)所示(其中,文献[25,30,33-34]同时采用了头戴式及手持式AR装配技术)。2014—2023年间,近5年(2019—2023年)相关文献数量相较于前5年(2014—2018年)有显著增加,虽然在2021—2022年期间有一定下降,但依据线性回归趋势,在整个时期内,总体文献数呈增长趋势。

从图4(b)可知,在AR辅助航空航天产品装配领域中,头戴式AR装配技术成为大多数研究者首选的显示方式,手持式次之,而仅有极少数研究者在航空航天产品装配中采用投影式AR技术。其原因主要在于头戴式AR设备在实现虚实信息

融合的同时,能够在装配作业环节中“解放双手”;手持式AR作为次选方案,对操作者的手眼协调能力要求较低,其便携性和易用性受到研究者的青睐,但在沉浸感和操作灵活方面稍显不足;相比之下,当前投影式AR技术在航空航天产品装配中研究还相对较少,可能是由于它主要适用于固定的作业场景,对现场光照条件和空间布局具有较高要求。

基于显示方式的不同,本文将对头戴式、手持式和投影式3种不同AR装配技术在航空航天产品装配领域的典型研究进行论述。不同AR显示设备辅助装配示意图如图5所示,其中,头戴式AR技术通过头戴式设备提供沉浸式的虚实融合装

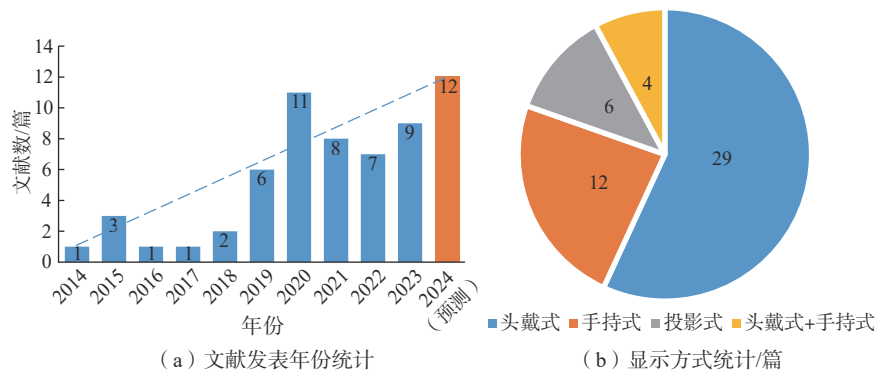


图4 AR辅助航空航天产品装配领域文献统计
Fig.4 Literature statistics on AR-assisted aerospace product assembly

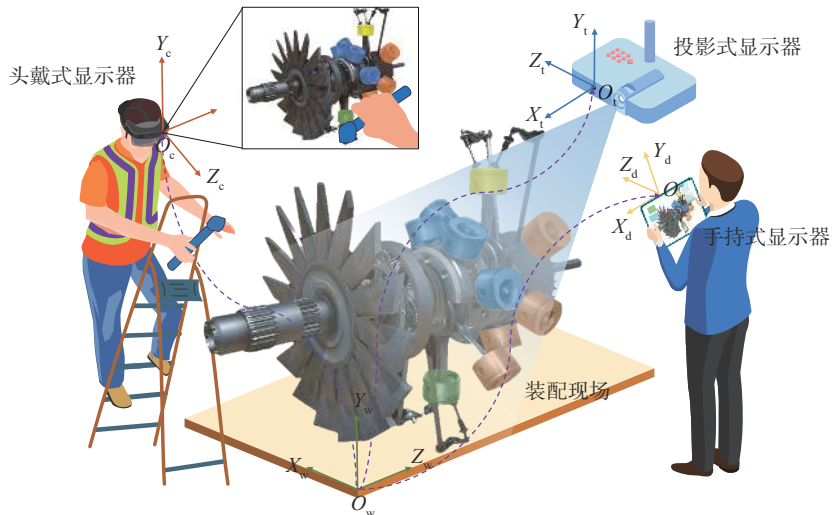


图5 不同显示设备辅助航空航天产品AR装配示意图
Fig.5 Illustrative diagram of different display devices assisting aerospace product AR assembly

配环境;手持式 AR 技术通过便携的手持式显示器提供实时的虚拟指导,便于操作与理解;投影式 AR 技术将虚拟零部件信息直接投影到实际装配环境中,实现直观无接触的装配辅助。

2.2 头戴式 AR 装配技术

通过头戴式 AR 装配技术的头戴式显示器,操作员能够实时获取与真实环境精确叠加的虚拟装配信息,使装配过程中的关键信息以更为直观、立体的方式呈现在眼前。在基于头戴式的 AR 装配研究方面, Liu 等^[35]针对卫星核心支撑结构中的大型空间可展开机构的装配问题,提出了以人为本的协同装配系统方案,通过 AR 眼镜实现真实-虚拟场景融合的自适应装配过程感知(图 6 (a)),构建装配过程、装配操作人员和装配质量的数字孪生模型,从而减少对工人经验的依赖,降低返工和维修的概率。张杰等^[36]开发了一套头戴式 AR 辅助引导系统以优化航空发动机叶片的装配过程(图 6 (b)),该系统基于图像处理、编码识别、AR 可视化信息叠加等技术,实现了叶片识别、物料出入库、零件摆放过程状态检测等功能,提高了装配效率,减轻了工人负担。Bahn Müller 等^[37]基于 HoloLens 眼镜的手势交互功能及 6DOF 手持控制器的交互方式开发了 AR 应用,对比分析两种交互方式的优劣,并采用该 AR 系统实现对卫星装配任务的执行(图 6 (c))。

在应用进展方面,头戴式 AR 装配技术凭借其卓越的沉浸感和操作便利性的优势,被广泛应用于国内外航空航天企业相关产品中。中国空间技术研究院自主研发了基于 AR 技术的航天总装引导与检测系统(图 7 (a)),将头戴式 AR 眼镜应用于辅助天和核心舱线缆总装的过程中,提高航天器装配的准确性和效率。联想研究院基于 5G 和联想晨星 AR 头戴式设

备,研发了具有连接器智能识别功能的飞机辅助装配系统(图 7 (b)),构建了基于 AR 及计算机视觉的端到端应用解决方案,并应用于中国商飞 C919 飞机的线缆插接过程。波音公司借助“Skylight”AR 装配工艺引导系统辅助飞机线缆装配(图 7 (c)),操作员能够通过该系统直观获取装配指令并进行语音交互,还能与其他操作员协同装配;据数据统计,在 AR 眼镜的辅助下,飞机线缆的装配效率提升了 25%,装配错误率下降了 50%。

由于能够为用户提供高度沉浸感和丰富的自然交互方式的优势,头

戴式 AR 装配依然是目前航空航天产品 AR 装配的主要方式,但在设备轻量化、电池续航和人因舒适性方面还存在一定局限。本文对航空航天产品装配领域中典型的 AR 应用所采用的可穿戴设备进行统计,如表 2 所示^[23-25,30,33,38-43]。其中,Microsoft HoloLens 系列可穿戴 AR 设备在跟踪注册、人机交互和显示等关键技术中表现优异,在航空航天产品 AR 装配中受到广泛关注与应用,但受限于其质量较大(约 570 g),尤其是在长周期的航空航天产品装配中,人因舒适性方面依然存在较大挑战。



(a) 大型空间可展开机构装配^[35] (b) 航空发动机叶片装配^[36] (c) 卫星组件装配^[37]

图 6 头戴式 AR 装配技术在航空航天产品装配中的应用

Fig.6 Application of head-mounted AR assembly technology in aerospace product assembly



(a) 基于AR技术的航天器线缆装配系统

(b) 基于5G和AR的飞机线缆插接装配系统

(c) “Skylight” AR工艺引导飞机线缆装配

图 7 航空航天产品装配领域的头戴式 AR 装配产品及其应用

Fig.7 Head-mounted AR assembly products and their applications in aerospace product assembly

表 2 航空航天产品 AR 装配中典型的可穿戴设备应用

Table 2 Typical applications of head-mounted devices in aerospace AR assembly

人机交互功能	型号	制造商	质量 /g	视场角 / (°)	参考文献
视线估计	Moverio BT-300	Epson	69	23	[30]
视线估计、语音识别	Google Glass	Google	36	15	[33, 38]
六自由度追踪、视线估计、语音识别、手势识别	HoloLens 1	Microsoft	579	35	[24-25, 39-42]
	HoloLens 2		566	52	[23, 43]

2.3 手持式 AR 装配技术

手持式 AR 装配技术借助便携式的手持智能终端(如手机、平板等),将虚拟装配辅助信息渲染叠加到该终端获取的现场视频流上,进而实现虚实融合的装配作业指引。得益于现有移动智能终端处理能力的日益提高及其普适性应用,该方法在现场部署方面具有便捷性。如手持式 AR 装配方面, Ma 等^[29]针对航空设备装配中组装和拆卸困难等特点,利用手持式 AR 设备构建了设备装配辅助系统,并在齿轮油泵的装配过程中进行应用,验证了手持式 AR 装配技术在航空装配过程应用的可行性。Saban 等^[21]开发了 1 个 AR 装配系统来实现航空发动机组件的装配(图 8(a)),该系统让用户使用安卓智能手机和 Windows PC 进行交互,能够在手机上显示相应模型信息并实现语音朗读功能,提高了操作工人航空发动机组件装配过程中的交互体验。Hu 等^[44]借助智能手机和平板电脑等手持式显示器,开发了一种基于 AR 和 AI 的组合系统用于飞机支架检测,通过该系统可以进行线缆支架的检测与分割,并实时渲染相应虚拟支架的模型,以实现高效、智能的装配辅助。De Souza Cardoso 等^[45]在三星 Galaxy S9+ 设备中部署了辅助机身支架定位与安装的 AR 系统(图 8(b)),并通过对比分析得出结论,使用该 AR 装配应用相较于采用传统方法装配效率更高。在应用进展方面,空客军用飞机公司(Airbus Military)开发了基于平板设备的“MOON”系统^[46],该项目使用工业化数字样机和 AR 技术,并应用于空客 A400M 运输机的辅助装配过程中(图 8(c))。基于手持式 AR 装配方法具有直观易用的优点,适用于需要操作员灵活移动和快速响应的装配任务,但由于移动端设备摄像头相较于人眼视角更小,场景感知范围受限,因此它在沉浸感和视觉观

感自然性方面存在不足,此外,由于手持设备需占用操作员的手,在一定程度上限制了装配过程中作业的灵活性及执行效率。

2.4 投影式 AR 装配技术

投影式 AR 装配技术是通过环境中固定的投影设备将装配工艺指令直接投射到实际工作区域,操作员无需佩戴任何设备即可观察到与真实环境无缝融合的虚拟指导信息。在投影式 AR 装配方面, Rupprecht 等^[47]针对飞机大型装配现场获取装配信息繁琐等缺点,开发了一种 AR 动态投影系统,直接将装配信息显示在装配组件上进行交互,同时与 PC 终端的飞机装配演示系统进行试验比较,证实该投影式 AR 装配系统在流程改进和可用性方面具有显著优势。秦玉波等^[31]利用投影仪、深度相机等设备开发了 1 套能够实现工件定位、信息交互与编辑等功能的全流程引导辅助装配系统,并将该系统应用于某航空试验件的紧固件装配过程(图 9(a)),通过试验证明该系统能够显著提高装配效率和质量。Xu 等^[48]基于局部多尺度几何特征向量的快速配准方法,实现大规模紧固件

的扫描及定位,开发的三维 AR 投影系统将紧固件型号信息及装配指令进行投影从而辅助飞机装配(图 9(b)),试验证明该方法可以提高大型结构的装配效率,降低装配错误率。在应用进展层面,达索公司使用 Diota 投影系统把数字化指导书直接叠加显示在飞机部件上从而指导装配,将装配制造周期缩短了 35%(图 9(c))。由于作业过程中操作人员不需要穿戴额外设备,投影式 AR 装配技术具有良好的人因舒适性特点,同时便于现场不同作业人员实现虚实场景共享,但该方法需在作业现场事先固定安装投射装置,且在作业过程中易发生因人-机-物动态位置变化导致的投射光线遮挡等问题,所以它主要适用于装配场景相对固定的作业现场。

2.5 对比与分析

现有典型航空航天产品 AR 装配的显示方式统计如表 3 所示^[21-45,47-70],可知,随着头戴式 AR 终端在软硬件和自然交互等方面的日趋成熟,它在现有航空航天产品装配中应用最为广泛。但由于航空航天等复杂产品涉及的装配环节多、装配过程复杂及



图 8 手持式 AR 装配技术在航空航天产品装配中的应用
 Fig.8 Application of handheld AR assembly technology in aerospace product assembly

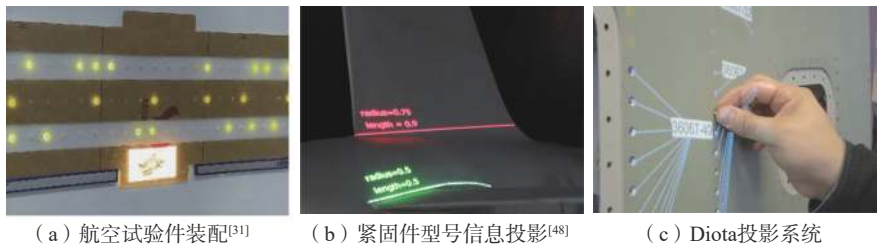


图 9 投影式 AR 装配技术在航空航天产品装配中的应用
 Fig.9 Application of projection AR assembly technology in aerospace product assembly

装配精度要求高等特点,难以通过某一特定的 AR 辅助形式完成不同阶段、不同场景下的装配引导任务。如手持式 AR 装配技术较为成熟且易于部署,但它在作业过程中难以真正解放双手;头戴式 AR 装配在自然人机交互方面具有优势,但在人因舒适性和视场范围方面存在不足;投影式 AR 装配具有友好的人因舒适性,但它在现场部署灵活性和投射光线遮挡变形方面存在局限。因此,根据实际现场工况选择合适的 AR 显示形式,或采用多种 AR 显示方式协同作业形式,对提高 AR 装配现场部署及应用效果具有重要意义。未来,航空航天产品 AR 装配的应用形态将朝着设备轻量化、操作无感化等方向发展,并结合 AR 微显示及复杂计算云化等技术,为 AR 装配任务提供更加便捷与高效的解决方案。

3 人工智能驱动的 AR 装配研究

近年来,随着 AI 的飞速发展与

广泛应用, AI 与 AR 技术的融合应用逐渐增多,进一步提升了 AR 在航空航天产品装配应用的智能化水平。通过机器学习、深度学习等 AI 技术,装配数据得以深度挖掘和分析,实现了 AR 装配的智能识别、工艺优化与主动决策推送。Rupprecht 等^[22]通过对飞机风扇整流罩的识别实现待增强区域定位,同时结合手势识别对操作员的指令进行判断以辅助飞机装配(图 10(a))。Gulrez 等^[23]基于 CNN 实时监测作业人员骨骼运动数据,从而评估 AR 飞机装配过程中人员的工作负荷,提出通过理解作业人员骨骼的状态实现更智能的人机交互方法(图 10(b))。Hu 等^[30]提出了一种结合 AR 和深度学习的飞机线缆支架检测系统,通过形状匹配进行线缆支架的语义识别与分割,并用不同的颜色进行检测结果的可视化与 AR 效果的呈现(图 10(c)),从而辅助飞机装配任务。Luxenburger 等^[41]搭建了多模态智能调度系统辅助飞机铆接 AR 装配,利用对物理世界实

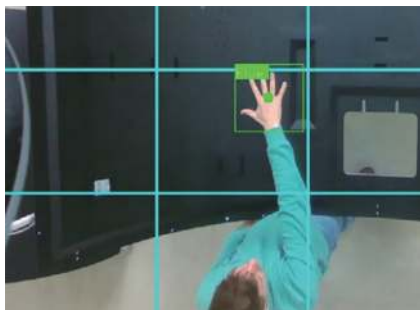
测信息构建的分布式模型及中央控制系统,实现状态信息的实时更新、人员的智能调度与任务的高效组织分配。Zhao 等^[50]提出了一种基于 Mask R-CNN 的飞机线缆支架识别器,基于头戴式 AR 设备现场感知的图像实现航空线缆支架的辅助装配。

AI 驱动智能制造可从辅助制造系统设计、优化调度管理及自主监管与决策 3 个维度进行应用,而对于 AI 赋能 AR 装配领域的应用则更强调使 AR 系统具备对目标的自主检测与跟踪这一能力^[71],具体而言,即实现对象的像素级分割与语义归类从而使系统“认识”物理世界的特定目标。在航空航天等复杂产品装配过程中,基于 AI 技术对装配现场和装配过程的语义理解,有助于实现“以人为中心”的智能化 AR 装配过程,以进一步减少作业人员的认知负荷,提高现有航空航天等复杂产品 AR 装配的效率和质量。Ghasemi 等^[72]对人工智能驱动的目标检测识别进行系统综述,数据表明自 2016 年以来,

表 3 航空航天产品 AR 装配中显示方式的文献统计

Table 3 Literature statistical analysis of display methods in aerospace product AR assembly

显示技术	优点	缺点	文献
头戴式 AR	高度沉浸感、交互方式更丰富、灵活性好	便携性受限、成本较高、穿戴舒适性问题有待解决	[23-27, 30, 33-43, 49-62]
手持式 AR	便携性、交互方式直观、设备易获取	沉浸感不足、灵活性受限	[21, 25, 28-30, 33-34, 44-45, 63-69]
投影式 AR	便于多人协同、人因舒适性好	依赖外部设备、对环境要求严格、交互易受遮挡	[22, 31-32, 47-48, 70]



(a) 飞机装配中的手势识别^[22]



(b) 作业人员骨骼监测识别^[23]



(c) 飞机线缆支架识别^[30]

图 10 飞机装配中的语义识别应用

Fig.10 Application of semantic recognition in aircraft assembly

采用 AI 替代传统机器视觉进行语义识别的方法逐渐受到关注,并为装配过程的语义理解提供新的技术手段。本文通过对所检索的文献进行统计分析,发现将 AI 应用于航空航天产品 AR 装配辅助的研究工作的报道出现于 2015 年, Rice 等^[33]通过预训练的深度学习模型进行基于语音的语义识别,并结合视觉和语音交互指导飞机线束组装序列的智能调控。近年来,通过 AI 赋能航空航天产品 AR 装配受到了越来越多的关注,如在线缆支架^[30,50]和零部件识别^[45,62]等环节,基于 AI 对装配现场和装配过程的语义理解,有助于实现 AR 装配过程从“被动指引”到“主动提示”的转变,缓解装配现场工人的精神负荷。依据 AI 识别过程中信息输入类型的不同,飞机 AR 装配中的语义识别类型可分为基于文本的语义识别、基于语音的语义识别及基于图像或视频的语义识别,具体统计如表 4 所示^[22,26,30,33,36,40,45,52,56,62,73]。

由表 4 可知,相较于基于图像的语义识别,基于语音和文字输入的语义识别技术在航空航天产品 AR 装配中的应用较少,可能是因为航空航

天产品装配环境通常较为嘈杂,语音指令容易受到干扰而出现误识别现象,而文字输入方式在装配现场操作起来相对繁琐,不利于快速响应和高效执行装配任务,而基于图像的语义识别在航空航天产品 AR 装配领域中主要应用于字符或物体识别,进而实现装配过程中工具和零部件的定位和检测。然而,上述基于单一数据类型的语义识别技术依赖于高质量、高精度的现场数据,当面对复杂多变的装配工况时,往往难以获得高质量的训练数据及模型。近年来,随着跨领域数据的深度融合,有效驱动了 AR 装配从传统的信息指引逐渐转型为更深层次的信息交互与决策支持,后续如何基于 AI 技术实现装配现场信息、工艺数据及人员操作意图等多维信息的实时解析,构建多模态信息感知闭环系统^[74],并结合对装配过程的模拟与预测动态调整装配策略^[75-76],将有助于推动航空航天产品 AR 装配向更高水平的智能化方向发展。

4 结论

虽然 AR 辅助的航空航天产品

装配已有大量的研究成果,但由于当前计算处理能力和传感器技术等限制,现阶段的航空航天产品 AR 装配仍处于早期阶段,距离从实验室走向工业现场的广泛应用还有较长的路要走,它面临的挑战及后续的发展趋势主要有以下 4 个方面。

(1) AR 装配的跟踪注册精度和稳定性还有待进一步提高。当前主要以视觉为基础的跟踪注册方法,易受到环境光照变化、动态场景等影响,特别是在航空航天等复杂产品装配现场,其装配周期长、装配环节多等特点对 AR 装配指令在现场叠加提出了更高的要求。多传感器协同感知和跟踪注册算法的优化是实现 AR 装配系统性能提升的关键,微型化、智能化、集成化的传感技术结合低延时和高稳定性的跟踪注册算法将成为未来发展趋势,通过融合多传感器间的互补信息实现精确感知与协同控制,提高 AR 装配系统的整体性能。

(2) 现有 AR 装配辅助还缺乏自然可靠的多通道人机交互范式。航空航天产品装配中的人机交互技术面临两大主要挑战:一是需要高度

表 4 航空航天产品 AR 装配中的语义识别技术统计

Table 4 Statistics on semantic recognition technology in aerospace product AR assembly

语义识别方式		应用场景	设备	文献及年份	
基于语音	语音识别	实现操作员的语音交互	HoloLens 1	Rice 等 ^[33] (2015)	
			移动终端	Liu 等 ^[73] (2021)	
基于图像	字符识别	识别待增强的航空线缆编号	双目相机	Zheng 等 ^[52] (2020)	
			Moverio BT-350	肖文磊等 ^[56] (2020)	
	物体识别	识别待增强的航空发动机叶片编码	HoloLens 2	张杰等 ^[36] (2024)	
			识别待增强的飞机复合材料贴片	HoloLens 1	Nezhad 等 ^[40] (2020)
				三星 Galaxy S9+	De Souza Cardoso 等 ^[45] (2020)
				单目相机	Rupprecht 等 ^[22] (2021)
				单目相机	李树飞等 ^[62] (2021)
			识别航空连接器孔位类型并计算其坐标	Moverio BT-350	Hu 等 ^[30] (2022)
单目相机	Ariansyah 等 ^[26] (2023)				

个性化和定制化的人机交互以适应复杂多变的操作场景；二是必须确保技术的安全性和稳定性。具备更强扩展性的 AI 算法及虚实融合环境的多通道感知与交互技术是应对上述挑战的关键，可通过高效转化专家知识并制定合理的权责边界建立深度表征学习模型，实现对 AR 装配行为和认知的调控，如借助工业大模型的深层表征和泛化能力，在操作人员与周围物理环境信息交流的基础上，提高 AR 装配系统的自主决策和知识抽取能力，实现场景、物体及人更精确的互认知，以及操作人员与 AR 系统具身智能之间更优化的交互体验。

(3) 现有 AR 系统在航空航天产品装配中人因适应性存在不足。现有 AR 终端在对现场语义理解和穿戴舒适性方面尚存在不足，导致实际装配任务与可视化交互指引难以并行，也在一定程度上限制了现场工人对 AR 装配辅助应用的接受程度。因此，可结合 5G/6G 技术的高速低延迟特性，在可控云端环境下完成图像语义理解、大型模型渲染等部分高复杂度的计算工作，以缓解边缘端 AR 设备的计算压力，有助于实现更加轻量普适的 AR 装配系统，以更好地适应航空航天产品装配长时间、高强度的工作需求。

(4) 现有航空航天产品 AR 装配过程的虚实信息闭环及主动决策机制还存在不足。当前，航空航天产品装配环节信息往往独立于设计、检测等制造信息，难以形成全流程的主动信息闭环，导致装配过程中人-机-物交互作业数据的实时动态回馈能力不足，未来可进一步探索 AR 与数字孪生技术的深度融合机制，集成多维度工艺流程要素、多环节孪生数据模型和装配过程的实时监测与态势预测方法，构建数字孪生驱动的智能 AR 装配系统，实现航空航天产品

AR 装配系统的自组织、自适应和装配工艺信息的动态调整、智能推送与实时优化。

参考文献

- [1] 刘检华, 孙清超, 程晖, 等. 产品装配技术的研究现状、技术内涵及发展趋势[J]. 机械工程学报, 2018, 54(11): 2-28.
- [2] LIU Jianhua, SUN Qingchao, CHENG Hui, et al. The state-of-the-art, connotation and developing trends of the products assembly technology[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2018, 54(11): 2-28.
- [3] LAVRIC T, BRICARD E, PREDA M, et al. ATOFIS, an AR training system for manual assembly: A full comparative evaluation against guides[C]//Proceedings of 2022 IEEE International Symposium on Mixed and Augmented Reality (ISMAR). Piscataway: IEEE, 2022: 558-567.
- [4] CAUDELL T P, MIZELL D W. Augmented reality: An application of heads-up display technology to manual manufacturing processes[C]//Proceedings of the Twenty-Fifth Hawaii International Conference on System Sciences. Piscataway: IEEE, 1992: 659-669.
- [5] WANG Z, BAI X L, ZHANG S S, et al. A comprehensive review of augmented reality-based instruction in manual assembly, training and repair[J]. Robotics and Computer-Integrated Manufacturing, 2022, 78: 102407.
- [6] FANG W, CHEN L X, ZHANG T N, et al. Head-mounted display augmented reality in manufacturing: A systematic review[J]. Robotics and Computer-Integrated Manufacturing, 2023, 83: 102567.
- [7] DAMIANI L, DEMARTINI M, GUIZZI G, et al. Augmented and virtual reality applications in industrial systems: A qualitative review towards the Industry 4.0 era[J]. IFAC-PapersOnLine, 2018, 51(11): 624-630.
- [8] 韩玉仁, 李铁军, 杨冬. 增强现实中三维跟踪注册技术概述[J]. 计算机工程与应用, 2019, 55(21): 25-34.
- [9] HAN Yuren, LI Tiejun, YANG Dong. Overview of 3D tracking registration technology in augmented reality[J]. Computer Engineering and Applications, 2019, 55(21): 25-34.
- [10] ROLLAND J P, DAVIS L D, BAILLOT Y. A survey of tracking technology for virtual environments[M]//Fundamentals of Wearable Computers & Augmented Reality. London: CRC Press, 2001.
- [11] 方维, 许澍虹, 韩磊, 等. AR 增强装配中的跟踪注册方法研究与应用进展[J]. 系统仿真学报, 2023, 35(7): 1438-1454.
- [12] FANG Wei, XU Shuhong, HAN Lei, et al. Research and application progress of tracking registration methods in AR assembly[J]. Journal of System Simulation, 2023, 35(7): 1438-1454.
- [13] FIALA M. ARTag, a fiducial marker system using digital techniques[C]//Proceeding of 2005 IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR '05). Piscataway: IEEE, 2005: 590-596.
- [14] DEFFEYES S. Mobile augmented reality in the data center[J]. IBM Journal of Research and Development, 2011, 55(5): 1-5.
- [15] LEPETIT V, MORENO-NOGUER F, FUA P. EPnP: An accurate $O(n)$ solution to the PnP problem[J]. International Journal of Computer Vision, 2009, 81(2): 155-166.
- [16] WUEST H, ENGEKLE T, WIENTAPPER F, et al. From CAD to 3D tracking-enhancing & scaling model-based tracking for industrial appliances[C]//Proceedings of 2016 IEEE International Symposium on Mixed and Augmented Reality (ISMAR-Adjunct). Piscataway: IEEE, 2016: 346-347.
- [17] RADKOWSKI R, OLIVER J. Natural feature tracking augmented reality for on-site assembly assistance systems[C]//Proceedings of International Conference on Virtual, Augmented and Mixed Reality. Berlin: Springer, 2013: 281-290.
- [18] RUNJI J M, LIN C Y. Markerless cooperative augmented reality-based smart manufacturing double-check system: Case of safe PCBA inspection following automatic optical inspection[J]. Robotics and Computer-Integrated Manufacturing, 2020, 64: 101957.
- [19] MUR-ARTAL R, MONTIEL J M M, TARDÓS J D. ORB-SLAM: A versatile and accurate monocular SLAM system[J]. IEEE Transactions on Robotics, 2015, 31(5): 1147-1163.
- [20] CAMPOS C, ELVIRA R, RODRÍGUEZ J J G, et al. ORB-SLAM3: An accurate open-source library for visual, visual-inertial, and multimap SLAM[J]. IEEE Transactions on Robotics, 2021, 37(6): 1874-1890.
- [21] QIN T, LI P L, SHEN S J. VINS-Mono: A robust and versatile monocular visual-inertial state estimator[J]. IEEE Transactions on Robotics, 2018, 34(4): 1004-1020.
- [22] 方维. 增强现实: 技术原理与应用实践[M]. 北京: 北京邮电大学出版社, 2022.

- FANG Wei. Augmented reality: Technical principles and application practice[M]. Beijing: Beijing University of Posts and Telecommunications Press, 2022.
- [20] 魏巍, 冯蓬勃, 陈峥廷, 等. 增强现实辅助装配技术综述[J]. 包装工程, 2021, 42(14): 108–118.
- WEI Wei, FENG Pengbo, CHEN Zhengting, et al. Survey of augmented reality assisted assembly technology[J]. Packaging Engineering, 2021, 42(14): 108–118.
- [21] SABAN I, NAVEEN KUMAR S K, SPARSHA—AR an android application for the visualization of aero engine components' assemblies and sub-assemblies using augmented reality environment[J]. International Journal for Research in Applied Science and Engineering Technology, 2023, 11(7): 73–79.
- [22] RUPPRECHT P, KUEFFNER-MCCAULEY H, TRIMMEL M, et al. Adaptive spatial augmented reality for industrial site assembly[J]. Procedia CIRP, 2021, 104: 405–410.
- [23] GULREZ T, KEKOC V, GAURVIT E, et al. Machine learning enabled mixed reality systems—For evaluation and validation of augmented experience in aircraft maintenance[C]// Proceedings of the 7th International Conference on Virtual and Augmented Reality Simulations. New York: ACM, 2023.
- [24] MUHAMMAD A S, CHANDRAN K, ALBUQUERQUE G, et al. A suggestion-based interaction system for spacecraft design in augmented reality[C]// Proceedings of 2021 IEEE Aerospace Conference. Piscataway: IEEE, 2021: 1–10.
- [25] YANG H L, LI S, ZHANG X J, et al. Research on satellite cable laying and assembly guidance technology based on augmented reality[C]// Proceedings of 2021 40th Chinese Control Conference (CCC). Piscataway: IEEE, 2021: 6550–6555.
- [26] ARIANSYAH D, XI K, ERKOYUNCU J A, et al. The impact of different modes of augmented reality information in assisted aircraft cable assembly[C]// Proceedings of Conference on Innovative Technologies in Intelligent Systems and Industrial Applications. Cham: Springer, 2023: 91–100.
- [27] MOSCA N, PERNISCO G, DI SUMMA M, et al. Virtual and augmented reality for quality control of aircraft interiors[C]// Proceedings of International Conference on Image Analysis and Processing. Cham: Springer, 2022: 225–234.
- [28] RAJKUMAR A, EBENEZER H, SNEGDHA A, et al. WITHDRAWN: Augmented reality in aerospace engineering real-time application of AR iOS applications[J/OL]. Materials Today: Proceedings, 2020. [2020–12–22]. <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S221478532038696X>.
- [29] MA J S, WANG R, ZHAO J H, et al. Implementation of equipment maintenance and assembly assistance system based on augmented reality[C]// Proceedings of the 2021 5th International Conference on Electronic Information Technology and Computer Engineering. New York: ACM, 2021: 17–21.
- [30] HU J Y, ZHAO G, XIAO W L. A comprehensive solution for inspecting cable brackets in aircraft based on augmented reality and deep learning[C]// Proceedings of 8th International Conference on Mechanical Engineering and Automation Science (ICMEAS). Piscataway: IEEE, 2022: 192–196.
- [31] 秦玉波, 穆欣伟, 邹方. 基于空间增强现实的辅助装配系统研究[J]. 航空制造技术, 2022, 65(12): 56–62.
- QIN Yubo, MU Xinwei, ZOU Fang. Research on auxiliary assembly system based on spatial augmented reality[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2022, 65(12): 56–62.
- [32] WANG Z, WANG Y, BAI X L, et al. Micro-information-level AR instruction: A new visual representation supporting manual classification of similar assembly parts[J]. Multimedia Tools and Applications, 2023, 82(8): 11589–11618.
- [33] RICE M, TAY H H, NG J, et al. [POSTER] Augmented wire routing navigation for wire assembly[C]// Proceedings of 2015 IEEE International Symposium on Mixed and Augmented Reality. Piscataway: IEEE, 2015: 88–91.
- [34] RICE M, TAY H H, NG J, et al. Extraction, rendering and augmented interaction in the wire assembly of commercial aircraft[C]// Proceedings of 2016 IEEE International Conference on Internet of Things (iThings) and IEEE Green Computing and Communications (GreenCom) and IEEE Cyber, Physical and Social Computing (CPSCom) and IEEE Smart Data (SmartData). Piscataway: IEEE, 2016: 349–354.
- [35] LIU X Y, ZHENG L Y, WANG Y W, et al. Human-centric collaborative assembly system for large-scale space deployable mechanism driven by Digital Twins and wearable AR devices[J]. Journal of Manufacturing Systems, 2022, 65: 720–742.
- [36] 张杰, 王淑侠, 何卫平, 等. 航空发动机叶片装配执行过程智能检测及AR引导[J]. 计算机集成制造系统, 2024, 30(4): 1263–1272.
- ZHANG Jie, WANG Shuxia, HE Weiping, et al. Intelligent detection and AR guidance of aero-engine blade assembly execution process[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2024, 30(4): 1263–1272.
- [37] BAHNMÜLLER A, MUHAMMAD A S, ALBUQUERQUE G, et al. Evaluation of interaction techniques for early phase satellite design in immersive AR[C]// Proceedings of 2020 IEEE Aerospace Conference. Piscataway: IEEE, 2020: 1–8.
- [38] ROBERTSON T, BISCHOF J, GEYMAN M, et al. Reducing maintenance error with wearable technology[C]// Proceedings of 2018 Annual Reliability and Maintainability Symposium (RAMS). New York: ACM, 2018: 1–6.
- [39] MILLER J, HOOVER M, WINER E. Mitigation of the Microsoft HoloLens' hardware limitations for a controlled product assembly process[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2020, 109(5): 1741–1754.
- [40] NEZHAD H Y, WANG X, COURT S D, et al. Development of an augmented reality equipped composites bonded assembly and repair for aerospace applications[J]. IFAC-PapersOnLine, 2020, 53(3): 209–215.
- [41] LUXENBURGER A, MOHR J, SPIELDENNER T, et al. Augmented reality for human-robot cooperation in aircraft assembly[C]// Proceedings of 2019 IEEE International Conference on Artificial Intelligence and Virtual Reality (AIVR). Piscataway: IEEE, 2019.
- [42] BARANOWSKI A, UTZIG S, FISCHER P, et al. 3D spacecraft configuration using immersive AR technology[C]// Proceedings of Virtuelle und Erweiterte Realität—15. Workshop der GI-Fachgruppe VR/AR. Düsseldorf, 2018.
- [43] 成昌志, 崔海华, 刘勇强, 等. 面向飞机管线装配的多点精准虚实注册方法[J]. 光学学报, 2024, 44(4): 0412001.
- CHENG Changzhi, CUI Haihua, LIU Yongqiang, et al. Multi-point precision virtual-real registration method for aircraft piping and cable assembly[J]. Acta Optica Sinica, 2024,

44(4): 0412001.

[44] HU J Y, ZHAO G, XIAO W L, et al. AR-based deep learning for real-time inspection of cable brackets in aircraft[J]. *Robotics and Computer-Integrated Manufacturing*, 2023, 83: 102574.

[45] DE SOUZA CARDOSO L F, MARIANO F C M Q, ZORZAL E R. Mobile augmented reality to support fuselage assembly[J]. *Computers & Industrial Engineering*, 2020, 148: 106712.

[46] SERVÁN J, MAS F, MENÉNDEZ J L, et al. Using augmented reality in AIRBUS A400M shop floor assembly work instructions[C]//AIP Conference Proceedings of 4th manufacturing engineering society international conference. Cudiz: AIP Publishing, 2012: 633–640.

[47] RUPPRECHT P, KUEFFNER-MCCAULEY H, SCHLUND S. Information provision utilizing a dynamic projection system in industrial site assembly[J]. *Procedia CIRP*, 2020, 93: 1182–1187.

[48] XU J, CHEN R, CHEN H P, et al. Fast registration methodology for fastener assembly of large-scale structure[J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2017, 64(1): 717–726.

[49] ZHAO Q J, KONG Y H, SHENG S J, et al. Redundant object detection method for civil aircraft assembly based on machine vision and smart glasses[J]. *Measurement Science and Technology*, 2022, 33(10): 105011.

[50] ZHAO G, HU J Y, XIAO W L, et al. A mask R-CNN based method for inspecting cable brackets in aircraft[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2021, 34(12): 214–226.

[51] LI S F, ZHENG P, ZHENG L Y. An AR-assisted deep learning-based approach for automatic inspection of aviation connectors[J]. *IEEE Transactions on Industrial Informatics*, 2021, 17(3): 1721–1731.

[52] ZHENG L Y, LIU X Y, AN Z W, et al. A smart assistance system for cable assembly by combining wearable augmented reality with portable visual inspection[J]. *Virtual Reality & Intelligent Hardware*, 2020, 2(1): 12–27.

[53] ZHAO Q, LI X, XU K. Drawing view method based on AR smart glasses for auxiliary assembly operation[C]//Proceedings of 8th International Symposium on Test Automation & Instrumentation (ISTAI 2020). London: IET, 2020.

[54] LI X Y, WU P C, LIN Z W, et al.

Design and evaluation of human-computer interface for auxiliary aircraft assembly[C]//Proceedings of 2020 Chinese Automation Congress (CAC). Piscataway: IEEE, 2020: 1825–1828.

[55] 唐健钧, 叶波, 耿俊浩. 飞机装配作业 AR 智能引导技术探索与实践[J]. *航空制造技术*, 2019, 62(8): 22–27.

TANG Jianjun, YE Bo, GENG Junhao. Exploration and practice of aircraft assembly AR intelligent pilot technology[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2019, 62(8): 22–27.

[56] 肖文磊, 邹捷, 冯江伟, 等. 基于贝叶斯纠错的 AR 辅助飞机装配数据纠错方法[J]. *航空制造技术*, 2020, 63(6): 14–22.

XIAO Wenlei, ZOU Jie, FENG Jiangwei, et al. AR assistant aircraft assembly data error correction method based on Bayesian error correction[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2020, 63(6): 14–22.

[57] 王艺玮, 郭琦, 刘新玉, 等. 增强装配工艺信息模型驱动的空间展开机构混合现实辅助装配[J/OL]. *机械工程学报*, 2023. [2023–12–21]. <https://link.cnki.net/urlid/11.2187.TH.20231220.1524.004>.

WANG Yiwei, GUO Qi, LIU Xinyu, et al. Assembly of space deployable mechanism driven by enhanced assembly process information model assisted by mixed reality[J/OL]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2023. [2023–12–21]. <https://link.cnki.net/urlid/11.2187.TH.20231220.1524.004>.

[58] SUÁREZ-WARDEN F, MENDÍVIL E G, RODRÍGUEZ C A, et al. Assembly operations aided by augmented reality: An endeavour toward a comparative analysis[J]. *Procedia Computer Science*, 2015, 75: 281–290.

[59] MEI Y J, LIU Y M, LI J H, et al. Digital twin of large-scale coaxiality measuring instrument with six dimensions: Realizing the unification of aeroengine rotors measurement and assembly[J]. *IEEE Transactions on Industrial Informatics*, 2024, 20(3): 4504–4516.

[60] CERUTI A, MARZOCCA P, LIVERANI A, et al. Maintenance in aeronautics in an Industry 4.0 context: The role of augmented reality and additive manufacturing[J]. *Journal of Computational Design and Engineering*, 2019, 6(4): 516–526.

[61] MCHENRY N, SPENCER J, ZHONG P, et al. Predictive XR telepresence for robotic operations in space[C]//Proceedings of 2021 IEEE Aerospace Conference. Piscataway: IEEE, 2021: 1–10.

[62] 李树飞, 郑联语, 刘新玉, 等. 增强现实眼镜辅助的线缆连接器装配状态智能检错方法[J]. *计算机集成制造系统*, 2021, 27(10): 2822–2836.

LI Shufei, ZHENG Lianyu, LIU Xinyu, et al. Smart inspection for assembly states of connectors in wiring harness assisted by AR glasses[J]. *Computer Integrated Manufacturing Systems*, 2021, 27(10): 2822–2836.

[63] RICHARDSON T, GILBERT S, HOLUB J, et al. Fusing self-reported and sensor data from mixed-reality training[C]//Proceedings of Interservice/Industry Training, Simulation, and Education Conference (IITSEC) 2014. Arlington: National Training and Simulation Association, 2014.

[64] BEN ABDALLAH H, JOVANČEVIĆ I, ORTEU J J, et al. Automatic inspection of aeronautical mechanical assemblies by matching the 3D CAD model and real 2D images[J]. *Journal of Imaging*, 2019, 5(10): 81.

[65] QIU S G, YANG X, SHU Y, et al. Edge-feature-based aircraft cover recognition and pose estimation for AR-aided inner components inspection[C]//Proceedings of 2019 IEEE 8th Joint International Information Technology and Artificial Intelligence Conference (ITAIC). Piscataway: IEEE, 2019: 852–860.

[66] SUÁREZ-WARDEN F, MENDÍVIL E G, NEIRA L, et al. I-Tutoring with AR to support decisions in assembly via problem solving for aeronautical transportation[C]//Proceedings of 17th International Conference on Transparent Optical Networks (ICTON). Piscataway: IEEE, 2015: 1–4.

[67] DENEKE C, MOENCK K, SCHÜPPSTUHL T. Notice of removal: Augmented reality based data improvement for the planning of aircraft cabin conversions[C]//Proceedings of 2020 IEEE 7th International Conference on Industrial Engineering and Applications (ICIEA). Piscataway: IEEE, 2020: 70–77.

[68] YAO Z J, GAO T H, JIANG X B, et al. An aircraft assembly system based on improved YOLOv5[C]//Proceedings of International Conference on Innovative Mobile and Internet Services in Ubiquitous Computing. Cham: Springer, 2023: 18–28.

[69] HERNÁNDEZ J F E, HERNÁNDEZ E C, PEREZ D A P. Augmented reality for interaction with a CubeSat

nanosatellite (ARICS)[J]. Journal of Physics: Conference Series, 2023, 2475(1): 012009.

[70] RUPPRECHT P, KUEFFNER-MCCAULEY H, TRIMMEL M, et al. Advanced adaptive spatial augmented reality utilizing dynamic in-situ projection in industrial site assembly[J]. Procedia CIRP, 2022, 107: 937–942.

[71] SAHU C K, YOUNG C, RAI R. Artificial intelligence (AI) in augmented reality (AR)-assisted manufacturing applications: A review[J]. International Journal of Production Research, 2021, 59(16): 4903–4959.

[72] GHASEMI Y, JEONG H, CHOI S

H, et al. Deep learning-based object detection in augmented reality: A systematic review[J]. Computers in Industry, 2022, 139: 103661.

[73] LIU Y, SUN H L, WANG Q M. Research on AR assisted aircraft maintenance technology[C]//Proceedings of 2nd International Conference on Electronics and Communication, Network and Computer Technology. Chengdu: ECNCT, 2021.

[74] LI W, XU A B, WEI M, et al. Deep learning-based augmented reality work instruction assistance system for complex manual assembly[J]. Journal of Manufacturing

Systems, 2024, 73: 307–319.

[75] ZHANG C, ZHOU G H, MA D X, et al. Digital twin-driven multi-dimensional assembly error modeling and control for complex assembly process in Industry 4.0[J]. Advanced Engineering Informatics, 2024, 60: 102390.

[76] GARCÍA Á, BREGON A, MARTÍNEZ-PRIETO M A. Digital twin learning ecosystem: A cyber-physical framework to integrate human-machine knowledge in traditional manufacturing[J]. Internet of Things, 2024, 25: 101094.

Research Progress of Augmented Reality Assisted Intelligent Assembly for Aerospace Products

FANG Wei¹, CHEN Lixi¹, SUN Anbin², XU Shuhong³

(1. Beijing University of Posts and Telecommunications, Beijing 100876, China;

2. AVIC Changcheng Institute of Metrology & Measurement, Beijing 100095, China;

3. COMAC Beijing Aircraft Technology Research Institute, Beijing 102211, China)

[ABSTRACT] Augmented reality (AR) enhances an operator's capacity to perceive information by superimposing visual assembly process instructions onto the workbench. This technology significantly improves the quality and efficiency of complex product assembly, such as in aerospace industries, while also reduces cognitive load on operators. This paper initially examines and discusses key technologies in current AR assembly, including tracking, human-computer interaction, and display. Subsequently, it systematically reviews the research and application status of AR assembly for existing aerospace products from three perspectives: Head-mounted AR, handheld AR, and projection AR, and this paper also explores the impact of artificial intelligence technology on AR assembly. Lastly, it summarizes the existing challenges and future development trends of AR assembly technology, with the aim of providing a reference for the research and engineering application of intelligent assembly of complex products in aerospace industry.

Keywords: Intelligent assembly; Augmented reality (AR); Aerospace products; Mixed reality; Assembly guidance

(责编 逸飞)

引文格式: 鲍劲松, 李建军, 袁轶, 等. 大语言模型辅助下的增强现实装配方法[J]. 航空制造技术, 2024, 67(16): 107-116.

BAO Jinsong, LI Jianjun, YUAN Yi, et al. Augmented reality assembly method assisted by large language models[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2024, 67(16): 107-116.

大语言模型辅助下的增强现实装配方法*

鲍劲松¹, 李建军¹, 袁轶², 吕超凡¹, 王森³

(1. 东华大学, 上海 201620;

2. 上海外高桥造船有限公司, 上海 200137;

3. 上海宝信软件股份有限公司, 上海 201900)

[摘要] 基于增强现实的装配引导系统将数字信息叠加到物理场景中, 有效指导了复杂装配作业任务。然而装配环境中人与物理世界的隔阂仍然巨大, 待融合到物理世界的信息需事先准备好, 并且需要人工在装配过程中来触发。研究实时且无处不在的提示, 成为当前增强现实环境下的复杂装配研究热点, 本文提出了一种基于大语言模型(LLMs)辅助的增强现实装配方法, 其核心是将LLMs作为装配过程中的另外一个大脑, 提供无处不在的装配引导和工艺信息提示支持。首先, 建立了LLMs辅助的增强现实装配方法体系, 分析了体系的要素及关联关系。其次, 面向LLMs环境, 构建了匹配的工艺信息模型。随后, 给出了基于LLMs的辅助引导装配方法和流程。最后, 结合某线缆装配专业知识, 研发了一个专业问答系统, 实现了LLMs智能辅助引导, 使装配合格率提升了15%, 并通过多个案例验证了该方法的有效性。

关键词: 增强现实; 大语言模型(LLMs); 装配; 问答系统; 知识图谱

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2024.16.107



鲍劲松

教授, 博士生导师, 研究方向为智能制造系统、人机协同与机器人、虚拟现实等。

在制造业领域中, 复杂产品的关键装配阶段是决定产品质量和成功率的重要环节^[1]。然而, 由于装配过程的复杂性和多样性, 传统的装配方法往往面临着一系列挑战, 如装配错误率高、装配时间长等问题^[2]。因此, 在复杂产品的关键装配阶段, 为提高初次成功率并确保质量的一致性, 需要引入新的技术手段和方法。

考虑到传统装配效率低的问题, 专家们引入增强现实(Augmented reality, AR)辅助装配工作、减少工人认知负荷并解决注意力分散的问题^[3]。然而, 目前现有的AR辅助装配系统均在预定状态下依靠静态引导信息进行装配引导, 不能很好地适应当前工况的变化, 因此, 实际装配过程效率大大下降。

为解决工况多变装配引导信息适应性差、无法实现快速问答和时效性指导的问题, 学者们引入问答系统(Question answering systems, QA systems)作为一种新型的装配引导方式^[4], 问答系统作为信息检索和自然语言处理交叉研究的方向, 具备回答用户所提出问题的能力。然而, 由于自然语言的灵活性和模糊性, 问答系统在面对这些挑战时的表现不尽如人意。

近年来, 大语言模型(Large language models, LLMs)在自然语言处理领域中崭露头角^[5]。InstructGPT、ChatGPT、GPT4等大型语言模型通过预训练、微调(Fine-tuning)等技术理解并遵循人类指令, 因而能够正确理解并回答复杂问题^[6]。LLMs在

*基金项目: 国家重点研发计划(2019YFB1706300)。

多种自然语言处理任务上表现出色,甚至能够成功解决新颖的任务,这为解决复杂问题提供了统一的解决方案。然而,这些模型存在一些固有局限性,如中文处理能力欠佳、部署难度高、无法获取最新事件信息以及产生虚假信息等负面影响^[7]。此外,检索-增强生成(Retrieval-augmented generation, RAG)方法虽然可以整合来自外部数据库的知识,将LLMs的内在知识与外部数据库的庞大动态存储库协同合并,来提升大语言模型的表现能力,但目前主流框架Naive RAG存在生成模型过度依赖于增强信息的风险,这可能导致输出仅是重复检索的内容,而不能提供新值或合成信息^[8]。由于装配领域的工艺信息涉及大量专业知识和特定上下文,因此将LLMs直接应用于装配领域问答无法准确理解和回答与装配相关的复杂问题。

针对上述问题,本文提出了一种LLMs辅助的增强现实装配方法。当前可用的增强现实装配系统主要依赖于静态模型和数据的可视化来辅助装配过程。然而,在面对工况缺乏自适应性的情况下,这些系统的指导模式存在局限性,无法灵活适应不断变化的装配场景,而本文将增强现实装配与LLMs辅助的问答系统相结合,将LLMs作为装配过程中的另一个智能大脑,提供准确的装配引导和工艺信息提示支持,以弥补当前增强现实装配系统中存在的人-物理世界隔阂问题,进一步解决了工况多变的问题,实现装配的快速问答、时效性指导以及对装配过程的语义交互和辅助。首先建立了增强现实环境下的LLMs辅助装配方法体系,根据体系架构依次分析各层面的相互关联;其次提出了面向复杂机电产品装配的工艺信息模型构建方法,重点研究了LLMs辅助引导装配方法,并构建了基于专业知识与LLMs的问答系统,实现了LLMs智能辅助引

导决策。以线缆装配为例,基于上述方法开发了基于增强现实和大语言模型的装配系统,并对装配结果进行评估和分析,证明了该方法在提高装配质量和效率方面的优势。

1 增强现实环境下的 LLMs 辅助装配方法

为了满足复杂装配场景下的应用需求,本文提出了增强现实环境下的LLMs辅助装配架构,并对各部分进行分析,融合增强现实LLMs辅助装配架构整体框架如图1所示。

首先在信息层需构建面向复杂机电产品装配的工艺信息模型,形成适用于多型号装配引导流程的精确工艺信息模型,为复杂机电产品的装配引导提供精确工艺信息模型支持;其次是LLMs推理层,LLMs辅助引导决策,研究分为本地知识库构建、装配知识嵌入、图谱语义化、专业问答过程,为复杂机电产品装配引导提供精确的策略支持;最后是应用层,将LLMs生成的复杂机电产品增强装配引导信息叠加到真实环境中,叠加的零件模型信息、装配工艺信息为复杂机电产品装配引导提供精确的信息支持。

1.1 面向复杂机电产品装配的工艺信息模型构建

面向复杂机电产品装配的工艺信息模型构建流程分为复杂机电产品装配几何模型构建(图2)、面向增强现实的基本工艺信息的组织、基于IDEFIX方法的基本工艺信息建模3个部分。

(1)复杂机电产品装配几何模型构建。

首先,根据物理装配实体,通过CAD软件^[9]创建装配对象,构建装配产品的几何三维模型、约束逻辑模型以及装配位姿模型,确定装配序列规划、装配路径规划,确定所用装配工具;物理装配实体部分涉及需获取机电产品的设计图纸和CAD模型

等相关数据。这些数据提供了产品的外观、结构和尺寸等重要信息。

(2)面向增强现实的基本工艺信息的组织。

增强现实指导在实际产品装配操作中扮演着重要角色,其关键在于对基本装配工艺进行分类,以便将工艺信息转化为易于理解的装配指令。通过提取基于人操作动作的核心装配工艺,现场装配人员能够快速准确地执行装配操作。因此,对基本装配工艺进行分类,并将操作动作作为关键元素,对于提高装配过程的效率和准确性至关重要。本节旨在从常见装配工艺出发,将装配工艺分为辅助、安装工艺两大类,并将装配过程细分为装配连接准备和实施2个阶段^[10]。辅助工艺包括清理、划线、涂胶、防松、润滑和加热/冷却工艺。安装工艺包括拧紧、压装、插入、修配、对齐、放置和敲击工艺。面向增强现实的基本工艺信息的组织过程如图3所示,这些工艺有助于提高装配效率和产品质量。

(3)基于IDEFIX方法的基本工艺信息建模。

基本装配工艺包含3个核心要素:对象、方法和资源。在实际产品装配操作中,基本装配工艺的管理和控制对于提高装配过程的效率和准确性至关重要。为了有效管理和控制基本装配工艺,需要建立一个统一的信息模型,用于存储和管理不同类型的基本装配工艺信息。IDEFIX方法由美国空军ICAM计划提出^[11],该方法从实体关系(Entity-relationship, E-R)模型的实体、属性与联系等基础上发展而来,用于建立系统信息模型。IDEFIX方法的应用为不同的基本装配工艺提供了标准化的信息模型,能够在复杂的装配流程中保持数据的一致性和完整性,同时提高了工艺的透明度,帮助装配人员达到提高效率 and 准确性的目标,有效地实现了装配过程的管理

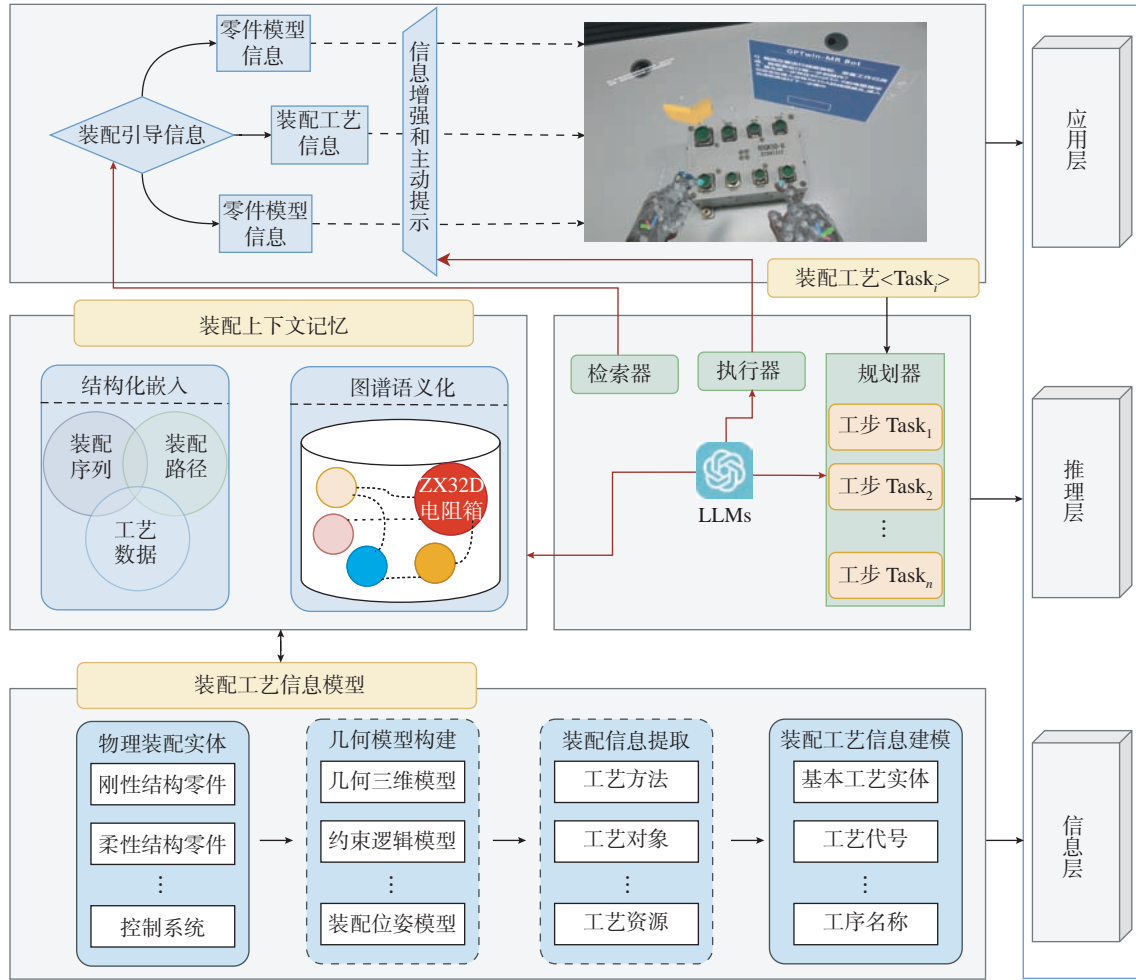


图1 增强现实环境下的 LLMs 辅助装配架构

Fig.1 Architecture for using LLMs to assist assembly in an augmented reality environment

和控制。

根据 IDEF1X 方法,可以利用 IDEF1X 模型构建基本装配工艺的信息模型。该模型由实体、关联和属性 3 个要素组成,并遵循特定的语义和语法规则。其中,基本装配工艺信息可分为 10 个实体:基本工艺实体、直接零件实体、间接零件实体、工艺路径实体、场景识别信息实体、工具/量具/工装设备实体(储存使用的标准用具的系列型号信息)、辅料实体、质量要求实体,如图 4 所示。通过为每种基本装配工艺建立相应的 IDEF1X 信息模型,可以构建基本装配工艺信息数据文件。

此外,在复杂机电装配产品中,可以实现几何三维模型、约束逻辑模型和装配位姿模型的语义关联,以建

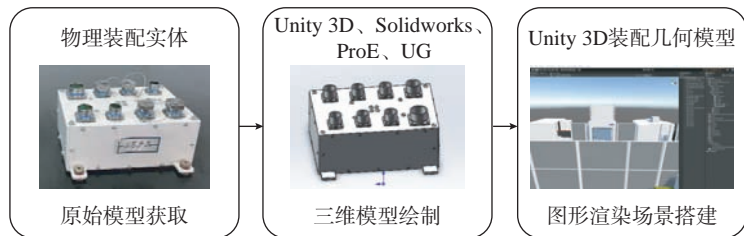


图2 复杂机电产品装配几何模型构建

Fig.2 Construction of geometric models for complex electromechanical product assembly

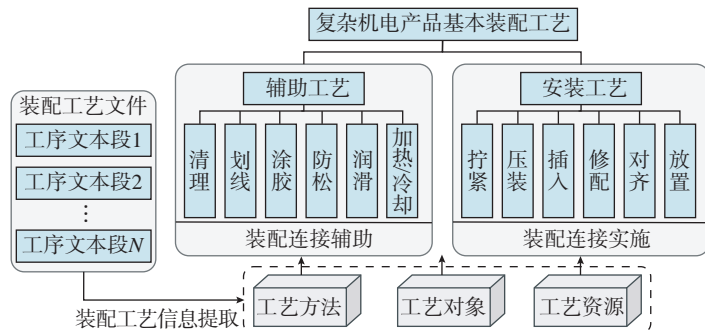


图3 面向增强装配的基本工艺信息的组织

Fig.3 Organization of basic process information for augmented assembly

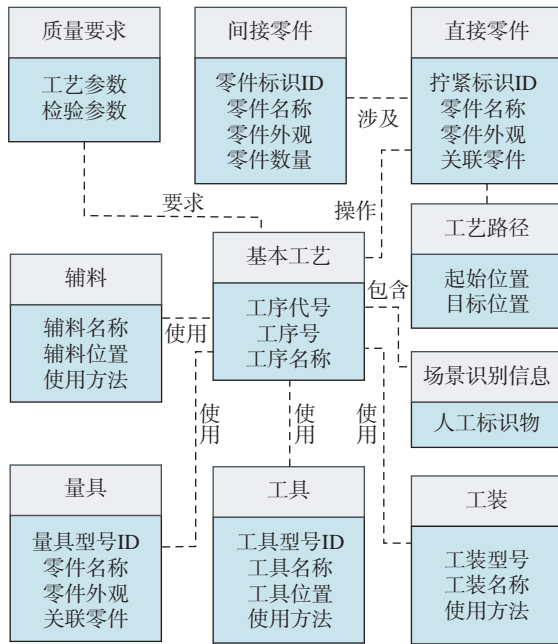


图4 基于 IDEF1X 方法的基本工艺信息建模

Fig.4 Modeling for basic process information using IDEF1X method

立基于本体的语义知识库。这可以通过对元模型元素与本体概念之间的语义匹配和映射来实现,从而促进异构模型间的信息共享和交互,解决异构模型集成问题。最终可以生成装配信息,以供相关人员参考和使用。

1.2 LLMs 辅助引导装配方法

为提升装配过程在面临复杂工况时引导信息的自适应能力,提出一种 LLMs 辅助引导决策方法,在给定装配任务后,通过收集相关复杂机电产品装配的工艺信息模型来获取相应产品的装配序列、装配路径以及相关的工艺数据,并获取必要的本地知识上下文,然后利用具有认知能力的 LLMs 进行上下文学习,以合成任务的答案。提取产品和装配过程记录以获取复杂机电产品装配的多源数据,采用数据融合技术提炼知识,并构建三维故障诊断/溯源/维修策略模型库,绑定装配过程知识,形成完整的装配案例知识,通过 LangChain 构建本地知识库将复杂机电产品装配的多源异构数据和相关的工艺文档进行整合和文本切分,从而生成本

地化的装配案例知识库。这种本地化的知识库能够更准确地反映特定领域的装配过程和需求,提供具体的装配序列、路径和相关的工艺数据,对于辅助决策研究来说具有更高的准确性和实用性;在构建本地知识并获取相关领域的专业知识后,直接向 LLMs 提供增强知识,同时可利用 LLMs 原有的学习能力和泛化能力,以更好地适应特定领域的需求和语境。

LLMs 在面对专业领域问题时,存在幻觉和准确性不足的限制性。为了提升模型的应对能力,本文通过引入装配知识进行嵌入和索引,通过与 LLMs 深度结合实现了专业的垂直领域问答效果,并提供用户友好的交互服务。

本节从装配知识嵌入和索引、专业装配知识问答流程 2 个方面^[12],以线缆装配领域的应用为例,介绍如何构建问答系统。

(1) 装配知识嵌入和知识图谱构建。

本系统需构建装配知识库,本文收集了装配领域现有的相关数据集

并参考其构成,在此基础上,通过筛选整理得到所需的有效数据;此外,知识库还包括与装配领域相关的技术手册、权威标准以及相关的专家知识,以提供对问答任务的专业知识支持。

构建好具备学术性、简洁性和低重复率的本地知识库后,利用知识库来加载和读取各种类型的外部数据并对文档数据进行分块^[13],文档被分割成块(Chunk)后进行处理。分块的过程遵循特定的准则,保证每个块内信息的完整性和独立性,以及块大小的统一性,以便于后续处理。随后得到文本块的嵌入特征,将文本块及其嵌入保存至向量数据库中。

增强装配将复杂装配工艺信息叠加到真实装配环境中,整个过程包含装配任务数据、装配操作数据以及零件单元数据。传统的知识表示方法无法对多源异构的装配信息进行组织和管理, Li 等^[14]提出一种基于知识图谱的增强装配工艺组织管理方法。本文参考该方法面向装配工艺信息本体、工具、直接零件、间接零件、质量要求、辅料、量具、工具以及工装本体构建线缆装配领域知识图谱,装配知识嵌入和知识图谱构建流程如图 5 所示。将所有的知识文件进行实例抽取,得到的增强装配指导信息实例录入到 Neo4j 图数据库中,得到增强装配知识图谱的实例-关系图。以线缆装配工艺为例,得到的增强装配知识图谱的实例-关系如图 6 所示。

(2) 专业装配知识问答流程。

为了提高问答系统在垂直领域的表达效果,通过对输入任务进行提取任务嵌入表示的方法,在向量知识库中进行实体的相似度检索,根据这些实体检索子图,深入到一定深度(例如 2),再将获得的相关实体进行相似度检索以获得相关的知识块,并将专业知识与问题文本结合起来作为输入传递给 LLMs,以获得回答文

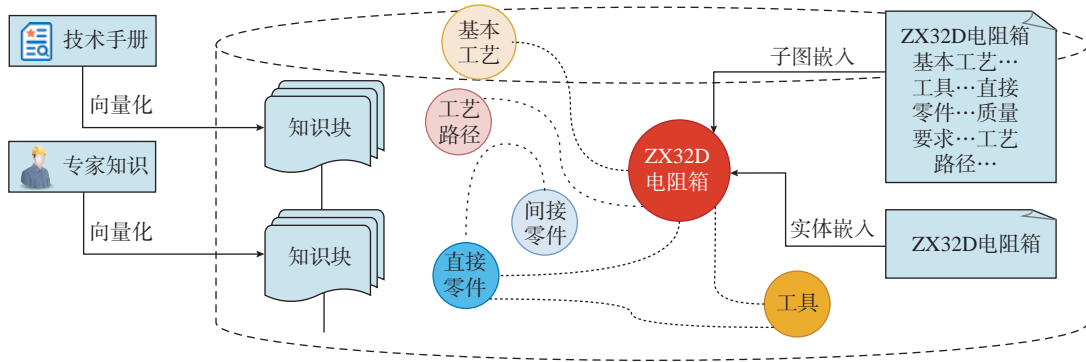


图 5 知识嵌入和知识图谱构建

Fig.5 Knowledge embedding and knowledge graph construction

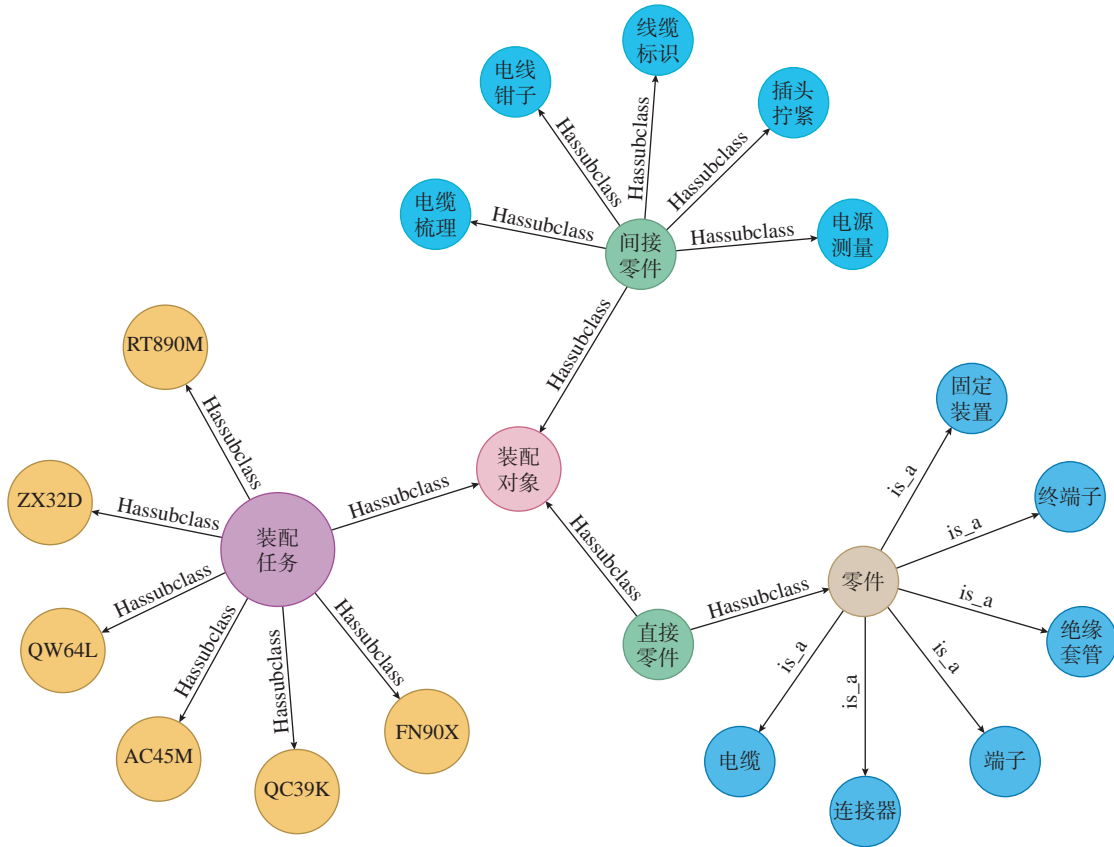


图 6 增强装配知识图谱的实例-关系局部示意图

Fig.6 Local diagram for instance-relationship of augmented assembly knowledge graph

本, LLMs 在垂直领域问答系统的知识注入和表达优化方法如图 7 所示。

以 LLMs 作为实体-关系提取器, 用于识别问题文本中提到的实体和关系, 并检索知识图谱中的相关知识。使用 LLMs 计算关系以及问题之间的相似性来检索相关知识, 表示为

$$s(r, q) = \text{LLM}(r)^T \text{LLM}(q) \quad (1)$$

式中, q 表示问题; r 表示关系; $s(r, q)$

表示关系 r 与问题 q 之间的相似度分数; $\text{LLM}(\cdot)$ 表示 q 和 r 的生成; $\text{LLM}(r)^T$ 表示大语言模型对关系 r 进行向量表示的转秩, 通过计算由 LLM 生成的 r 和 q 的向量表示的点积来评估它们之间的相似性。在检索过程中, 对问题文本提取关键实体并将其作为 W , 再将其扩展为同义词列表 W' , 并将关键实体映射为向量空间 Q , 三者分别表示为

$$W = \{w_1, w_2, \dots, w_k\} \quad (2)$$

$$W' = \{w'_1, w'_2, \dots, w'_k\} \quad (3)$$

$$Q = \{q_1, q_2, \dots, q_k\} \quad (4)$$

式中, k 表示关键实体数量; w'_i 表示与关键实体 w_i 相关的同义词列表; q_i 为关键实体的向量表示, 通过计算 LLMs 生成的向量所表示的相似性来检索与问题相关的关系, 并依据这些关系构建多条可能的路径, 确保每条路径中的关系与原始问题高度相关,

每条路径的概率计算式可表达为

$$P(p|q) = \prod_{t=1}^{|p|} s(r_t, q) \quad (5)$$

式中, p 表示路径; r_t 表示第 t 条路径处的关系; s 是根据 LLMs 生成的表示计算的相似度量。检索到的关

系和路径可以作为上下文知识来提升答案推理的性能, 可表示为

$$P(a|q) = \sum_{p \in P} P(a|p)P(p|q) \quad (6)$$

式中, P 表示检索路径; a 表示答案。将检索到的知识、问题与候选答案连

接为

$$x = [\text{CLS}]q[\text{SEP}]d[\text{SEP}]a[\text{SEP}] \quad (7)$$

式中, d 表示匹配到的专业知识文本, 随后利用 LLMs 生成 x , 并将 x 作为输入传递给 LLMs, 从而生成具有专业性的回答。

1.3 增强现实环境下的复杂机电产品装配流程指导

增强现实环境下的复杂机电产品装配流程指导可分为 4 个主要部分: 装配引导问答、三维零件跟踪、虚拟信息注册、虚实融合显示与交互^[9], 如图 8 所示。首先, 装配人员面对真实装配场景提出装配问题, LLMs 从问题中提取关键实体以及关系, 根据这些实体检索到二级子图, 再将获得的相关实体进行相似度检索以获得相关的知识块, 并将专业知识与问题文本结合起来作为输入传递给 LLMs, 再以获得回答文本作为引导信息, 利用 LLMs 进行相关虚拟模型的检索。其次, 获取实体装配件的真实世界坐标, 同时, 利用头显前置相机获取头部位置信息, 结合头显跟踪

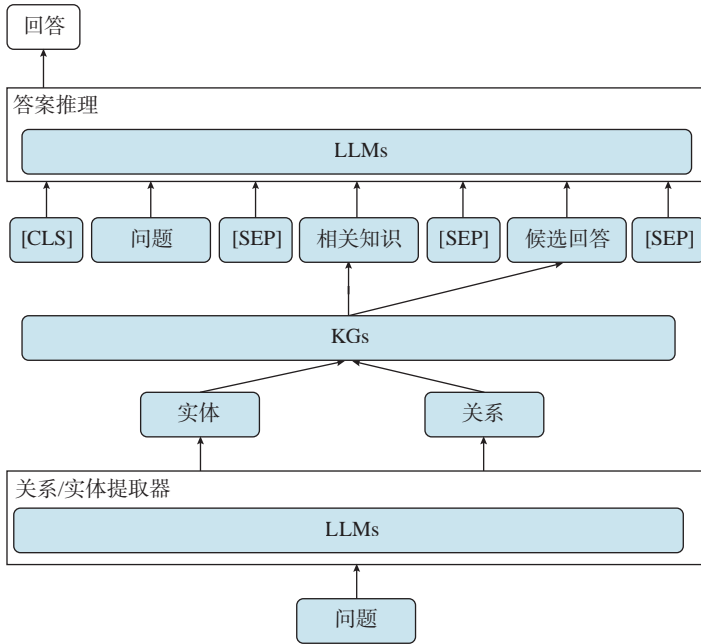


图 7 LLMs 在垂直领域问答系统的知识注入和表达优化方法

Fig.7 Knowledge injection and expression optimization method of LLMs in question answering systems of vertical domain

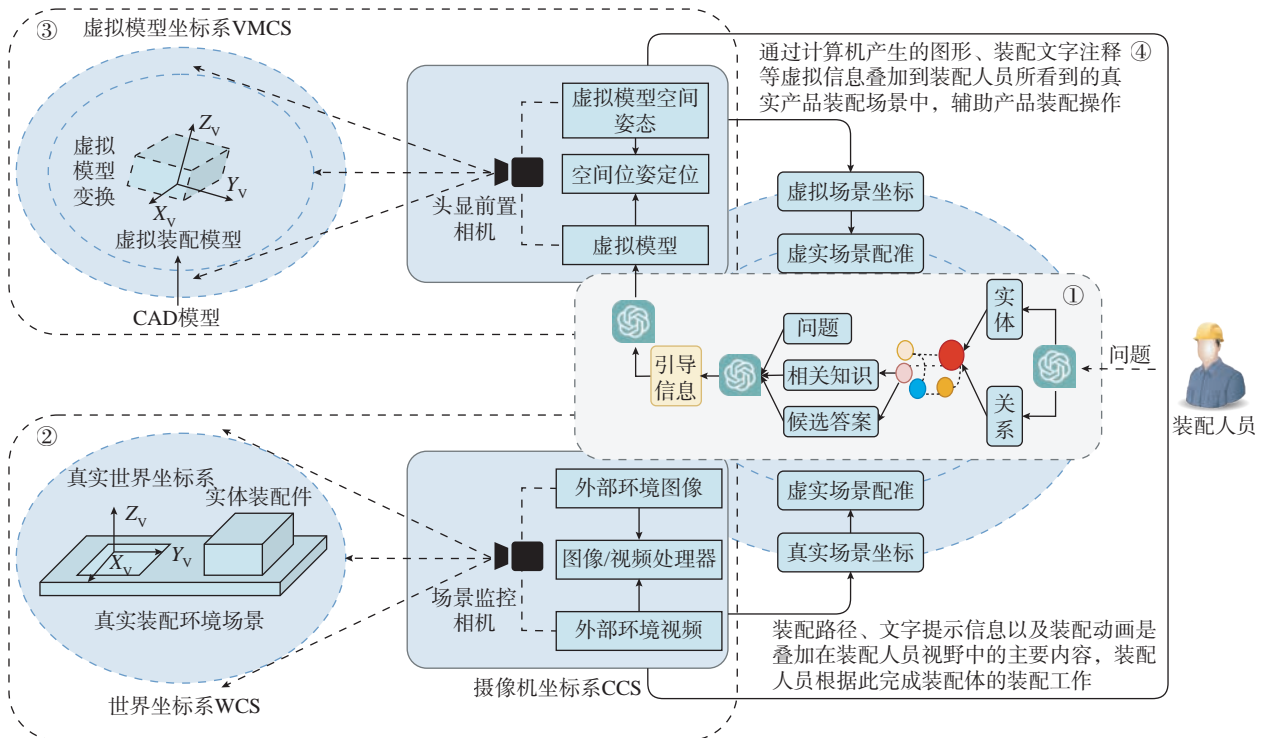


图 8 增强现实环境下的复杂机电产品装配指导流程^[9]

Fig.8 Guidance process for assembly of complex electromechanical products in augmented reality environment^[9]

器的传感器来追踪头部并提取其位姿参数,场景监控相机感知目标的位姿参数、用户方位和视角以及真实空间中目标的位姿参数。随后,需要在真实环境中准确对齐虚拟装配对象的位置。通过三维注册技术,可以计算出虚拟模型在真实装配环境中的映射位置,从而实现虚拟装配环境与真实装配环境的空间关联和虚实融合效果。本文采用基于标识物的三维跟踪技术,该技术对硬件处理器要求不高且具有较高的鲁棒性,该方法在实际场景中放置标志物,摄像机识别标志物并提取顶点信息。利用仿射不变性重建标志物坐标到当前场景的姿态矩阵,实现虚拟信息的跟踪注册。

鉴于深度信息的差异以及装配工人视点的变化对虚实融合的影响,虚实融合显示在装配场景中可以确保正确的遮挡和交互关系,从而实现增强装配环境的真实感知。最后,三维空间交互技术用于帮助用户与系统进行交互,激活相应功能或获取相关信息,并且支持虚实对象之间的交互。为了有效管理和组织引导信息,引导信息组织管理技术从数据源中提取并存储关键引导信息,并根据三维空间交互技术确定的交互意图来推送相关引导信息。

复杂机电产品虚实融合增强装配系统需要搭建虚实融合装配场景

以及人机交互页面,在增强现实环境下的虚实融合装配场景中,系统通过将计算机产生的图形、装配文字注释等虚拟信息叠加到装配人员所看到的真实产品装配场景中,辅助产品的装配操作;系统人机交互页面能够提供静态模型装配效果以及装配过程动画。操作员根据叠加到视野中的装配路径、文字提示信息以及装配动画完成相应装配工作。

2 案例验证

以某复杂线缆的装配任务为例,利用本文开发的基于增强现实和LLMs的装配引导系统对线缆的装配任务进行辅助引导,如图9所示。

系统架构包括增强现实装配工艺信息处理、LLMs辅助引导决策以及增强现实信息处理平台3个部分^[15],下文以线缆装配过程为例,验证所提出的方法在线缆装配领域的可行性和有效性。

2.1 试验环境

线缆的装配场景如图10所示,试验时,除大型伺服机构和惯性导航系统组件外,其余预定安装于火箭上的组件放置于防静电桌面,防静电桌由12张2 m×1 m的桌子拼成,大型伺服机构放置于防静电桌四周,惯性导航系统组件放置于试验专用转台上。

以某型号电阻盒的线缆装配任务为例,对增强装配引导系统的各功

能展开介绍。验证试验的前期准备工作如下。

(1) 将开发的系统部署到HoloLens2上。

(2) 根据综合试验的开展要求,将电阻盒固定于防静电台上。

(3) 将待装配线缆摆放至装配区,准备开始装配作业。

试验环境如图11所示。

2.2 LLMs辅助线缆装配系统的实现

穿戴好HoloLens2之后,进入LLMs辅助线缆装配系统,采用语音与系统进行交互,告知相应的装配任务,确定电阻箱的型号,并且获取电阻箱在空间中所处的位置坐标和姿态信息,最后将其他电阻箱的布置以及线缆布线路径的虚拟模型信息渲染到相应的位置,即完成了系统对试验环境的初步感知,如图12所示。

正式装配开始后,系统将对当前需要进行装配的电阻箱进行虚化,如图13所示。同时,系统会根据装配工艺模型对电阻箱上需要进行装配的接口进行定位标志,引导操作员对该接口进行装配。依照提示,装配人员可以完成整个装配流程。

2.3 效果对比与性能评估

(1) 效果对比。

为了验证采用LLMs辅助的增强现实装配方法对装配的辅助作用,分别设计制作了3套系统,一套系统采用本文提出的方法(即专业问答系

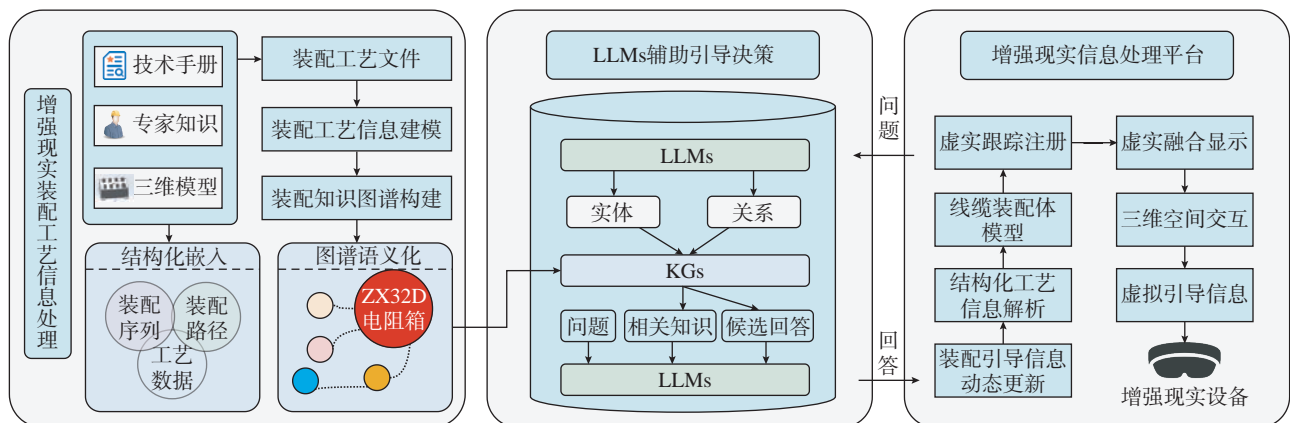


图9 基于增强现实和LLMs的装配引导系统

Fig.9 Assembly guidance system based on augmented reality and LLMs

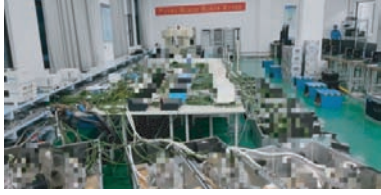


图 10 线缆装配现场全景

Fig.10 Full view of the cable assembly site

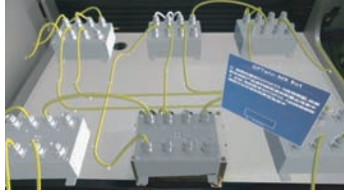


图 12 系统虚拟模型渲染

Fig.12 Virtual model rendering of the system



图 11 试验环境场景

Fig.11 Experimental environment scenario



图 13 线缆的增强装配引导

Fig.13 Augmented assembly guidance for cables

统)进行辅助问答;另外两套系统采用不同的LLMs进行辅助问答,分别为OpenAI ChatGPT与ChatGLM 2-6B模型。图14为不同模型对相同装配领域相关问题的回答结果的部分展示。

此外,本文随机挑选了装配数据集中存在的50个问题,对上述3套问答系统进行提问,对其回答结果进行对比并由装配领域专家进行评估。由于具体到某一特定装配问题的回答效果会出现因问题特性而异的情况,不同模型在处理特定类型问题时可能会表现出不同的响应效果,但本文主要关注的是不同问答系统

User:我将向你发起关于线缆装配的提问,请你回答,回答内容限定150字左右。

Assistant:好的!请随时问我关于线缆装配的问题,我会尽力回答你。

User:我现在要进行ZX32D的电阻箱线缆装配,准备工作已完成,我需要进行哪一步的操作?

Assistant:非常抱歉,我无法识别您提到的"ZX32D"电阻箱线缆装配。但是,一般进行电阻箱线缆装配的步骤可能包括以下几个方面。材料准备:确保你有适合的电阻箱和线缆。检查电阻箱和线缆的规格和型号是否匹配。线缆切割:根据需要将线缆按照所需长度进行切割。引线连接:可以使用插头、插座或者其他合适的连接器。注意正确连接导体的极性。测试验证:在装配完成后,进行必要的测试验证,确保电阻箱和线缆的正常工作。可以使用万用表或其他测试仪器进行测试。请您提供更具体的信息,以便我能够给出更详细的指导。

User:线缆装配质量合格的标志是什么?

Assistant:线缆装配质量合格的标志通常有以下几个方面。电气性能测试:对于电缆或线缆进行电气性能测试,如导通测试、绝缘测试、电容测试等。外观检查:外观检查包括对连接器、线缆、引线和绝缘材料进行检查和验证。确保没有导体暴露、无损伤、无腐蚀、无锈蚀等问题。功能测试:功能测试是通过将连接器与线缆进行使用测试,来验证其是否正常工作。标识和文档:在完成线缆装配后,需要对其进行标识,并记录相关信息。

(a) OpenAI ChatGPT回答

User:我将向你发起关于线缆装配的提问,请你回答,回答内容限定150字左右。

Assistant:当然可以!请提出你的问题,我会尽力用最多150个字回答你。

User:我现在要进行ZX32D的电阻箱线缆装配,准备工作已完成,我需要进行哪一步的操作?

Assistant:在进行ZX32D电阻箱线缆装配之前,你需要按照以下步骤进行操作:首先,检查你所拥有的所有组件和材料,确保它们齐全且无损坏。接下来,查看ZX32D电阻箱的装配说明或图纸,了解正确的装配顺序和连接方式。根据说明,将各个组件和线缆连接在一起。确保连接牢固,插头和插槽对应正确。在连接线缆之前,确保设备已经断电,并采取适当的安全措施,例如使用绝缘手套。完成连接后,检查线缆连接是否牢固并正确连接。确保没有松动或断开的连接。最后,重新检查所有步骤,确保装配正确无误。完成以上操作后,你就可以进行ZX32D电阻箱线缆装配了!祝你顺利完成!

User:线缆装配质量合格的标志是什么?

Assistant:外观检查:线缆表面应该平整、无明显损伤或划痕。连接部分应紧固且无松动。良好的绝缘:线缆应具备良好的绝缘性能,以防止电流泄漏或短路。绝缘材料应该完整,没有破损或裂纹。符合技术要求:线缆装配应符合相应的技术要求和标准。例如,电压等级、额定电流、耐热性能等应与工程需求匹配。在质量合格的线缆装配上,可以使用类似于勾号或标识来表示通过质量检查,以示合格。

(b) ChatGLM 2-6B回答

User:我将向你发起关于线缆装配的提问,请你回答,回答内容限定150字左右。

Assistant:当然,请提出你的问题,我将尽力以不超过150个字的回答来解答。

User:我现在要进行ZX32D的电阻箱线缆装配,准备工作已完成,我需要进行哪一步的操作?

Assistant:根据您的描述,您现在要进行ZX32D的电阻箱线缆装配,准备工作已经完成。下一步的操作是**将标有XK50A的线缆接头接入到ZX32D的电阻箱定位标志处**。请按照以下步骤进行操作:确保ZX32D电阻箱的定位标志处已准备好,可以识别和接入线缆接头。将标有XK50A的线缆接头插入到ZX32D电阻箱的定位标志处。确保插入时与接口对齐,并轻轻旋转接头,直到插入到位。确保线缆接头与电阻箱的接口连接牢固,没有松动或脱落。完成以上操作后,您可以进行下一步的线缆装配工作。请注意在整个装配过程中保持操作的准确性和谨慎性,确保线缆装配的质量和安全性。

User:线缆装配质量合格的标志是什么?

Assistant:线缆装配质量合格的标志包括:**线缆接插件编号与对应单机编号一致;线缆接口连接时插座没插红线**;外观完好,无划痕、磨损等物理损伤;连接牢固,无松动、脱落;电气性能符合要求,无断电、短路等问题;绝缘性能良好,无漏电、绝缘破损;标识清晰,包括型号、规格、生产日期等信息;装配过程符合标准要求,包括连接方式、接地要求、屏蔽处理;测试合格,线缆质量和性能符合要求。

(c) 专业问答系统回答

图 14 不同 LLMs 回答示例

Fig.14 Examples of responses from different LLMs

的整体准确性和专业性。对3套系统进行效果对比后发现,本文所提专业问答系统在回答线缆装配垂直领域中更具专业性,ChatGLM 2-6B与OpenAI ChatGPT无法生成准确的专业问答。因此可知,本文设计的系统在这一方面具备更好的专业回答能力。

(2) 性能评估。

为了客观评估各问答系统的性能,使各系统分别回答一系列与专业相关的相同选择题。试验设计了50个线缆装配领域的选择题,覆盖不同难度级别,分别为简单题(Simple question, SQ)、中等题(Medium question, MQ)、困难题(Difficult question, DQ)。各模型对问题回答的得分情况如表1所示。根据各问题在不同问题上的得分情况(以准确率表示)对系统性能进行评估。

根据表1可知,随着问题难度的增加,各系统的回答正确率均逐渐降低。就平均正确率(AVG)而言,专业问答系统明显优于ChatGLM 2-6B和OpenAI ChatGPT;表明本文提出的方法能够较准确地回答所提出的

问题,并且其对中等题和难题的回答准确率更高,显著提升了LLMs的专业回答能力。

2.4 系统应用验证分析

为了验证LLMs辅助下的装配效率,以及采用本文所提方法辅助装配的效果,本文将其他装配件的装配员工分2组分别进行20次试验,并与线缆熟练装配员工进行对比,统计装配流畅度、装配特殊环节完成度、装配合格率、装配完成效率和装配工艺记录效率等参数^[16],结果如表2所示。

由表2可知,新员工按照传统流程和方法执行装配任务时,需花费大量时间在准备工作和记录上。尽管装配合格率超过50%,但装配完成效率无法满足实际需求;LLMs辅助下的增强现实装配方法以增强现实技术和LLMs为支撑,因此在各方面表现均较好;在LLMs增强现实专业问答系统的装配引导和预警下,装配员工不容易遗漏装配环节,能够100%完成装配任务,最终整体装配合格率达到95%,保证了产品质量的稳定性。对比可知,LLMs增强现实专业

问答引导系统装配指导能够极大降低装配员工的认知负担,提高装配初次成功率并确保质量的一致性。

3 结论

(1) 提出大语言模型(LLMs)辅助下的增强现实装配方法体系,根据产品装配的复杂性提出融合增强现实的LLMs装配方法。

(2) 提出了面向复杂机电产品装配的工艺信息模型构建方法,重点研究了LLMs辅助引导决策方法,并构建了基于专业知识与LLMs的问答系统,实现了LLMs智能辅助引导决策。

(3) 通过多个案例验证了该方法的有效性和准确性。下一步的研究将着重于提高LLMs模型的精度和完备性,同时优化多模态交互方法,以提高用户与计算机之间的交流效率与体验。

参考文献

[1] 刘检华,孙清超,程晖,等.产品装配技术的研究现状、技术内涵及发展趋势[J].机械工程学报,2018,54(11):1-28.

LIU Jianhua, SUN Qingchao, CHENG Hui, et al. The state-of-the-art, connotation and developing trends of the products assembly technology[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2018, 54(11): 1-28.

[2] 孔繁霖,乔兴华,王富强,等.飞机先进数字化装配关键技术及发展趋势[J].机械工程与自动化,2023(2):222-224.

KONG Fanji, QIAO Xinghua, WANG Fuqiang, et al. Key technologies and development trend of aircraft advanced digital assembly[J]. Mechanical Engineering & Automation, 2023(2): 222-224.

[3] PALMARINI R, ERKOYUNCU J A, ROY R, et al. A systematic review of augmented reality applications in maintenance[J]. Robotics and Computer-Integrated Manufacturing, 2018, 49: 215-228.

[4] 刘萌.基于知识图谱的复杂产品装配指南的问答系统设计研究[D].上海:东华大学,2021.

LIU Meng. Research on the Q&A system design of complex product assembly guidelines based on knowledge graph[D]. Shanghai: Donghua University, 2021.

表1 性能评估

Table 1 Performance evaluation

问答系统	准确率				
	SQ	MQ	DQ	ALL	AVG
专业问答系统	0.90 (18)	0.70 (14)	0.80 (8)	0.80 (40)	0.80
ChatGLM 2-6B	0.75 (15)	0.45 (9)	0.20 (2)	0.52 (26)	0.48
OpenAI ChatGPT	0.80 (16)	0.60 (12)	0.40 (4)	0.64 (32)	0.61

注:括号内的数字代表正确回答问题的数量。

表2 不同装配类别装配效率的对比

Table 2 Comparison of assembly efficiency for different assembly categories %

装配类别	装配流畅度	装配特殊环节完成度	装配合格率	装配完成效率	装配工艺记录效率
熟练员工装配	100	100	100	100	100
新员工装配	35	40	65	30	60
新员工使用LLMs增强现实引导系统装配	55	55	80	75	80
新员工使用LLMs增强现实专业问答引导系统装配	85	100	95	95	90

- [5] WEI J, TAY Y, BOMMASANI R, et al. Emergent abilities of large language models[EB/OL]. (2022-10-26)[2023-12-18]. <https://arxiv.org/abs/2206.07682>.
- [6] WANG Y Z, KORDI Y, MISHRA S, et al. Self-instruct: Aligning language models with self-generated instructions[EB/OL]. (2023-05-25)[2023-12-18]. <http://arxiv.org/abs/2212.10560v2>.
- [7] MAYNEZ J, NARAYAN S, BOHNET B, et al. On faithfulness and factuality in abstractive summarization[EB/OL]. (2020-05-02)[2023-12-18]. <http://arxiv.org/abs/2005.00661v1>.
- [8] MA Y B, CAO Y X, HONG Y, et al. Large language model is not a good few-shot information extractor, but a good reranker for hard samples![EB/OL]. (2023-10-21)[2023-12-18]. <http://arxiv.org/abs/2303.08559v2>.
- [9] 王发麟, 郭宇, 查珊珊. 复杂机电产品线缆虚实融合装配体系构建及其关键技术[J]. 图学学报, 2018, 39(1): 75-84.
- WANG Falin, GUO Yu, ZHA Shanshan. Assembly system construction and its key techniques of cable harness under virtual and real scene fusion for complex mechatronic products[J]. Journal of Graphics, 2018, 39(1): 75-84.
- [10] 蓝珊. 人工装配过程增强现实辅助技术研究[D]. 武汉: 华中科技大学, 2018.
- LAN Shan. Research on augmented reality aided technology in manual assembly process[D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2018.
- [11] WANG J F, CHANG Q, XIAO G X, et al. Data driven production modeling and simulation of complex automobile general assembly plant[J]. Computers in Industry, 2011, 62(7): 765-775.
- [12] 张鹤译, 王鑫, 韩立帆, 等. 大语言模型融合知识图谱的问答系统研究[J]. 计算机科学与探索, 2023, 17(10): 2377-2388.
- ZHANG Heyi, WANG Xin, HAN Lifan, et al. Research on question answering system on joint of knowledge graph and large language models[J]. Journal of Frontiers of Computer Science and Technology, 2023, 17(10): 2377-2388.
- [13] 骆仕杰, 金日泽, 韩抒真. 采用低秩编码优化大语言模型的高校基础知识问答研究[J/OL]. 计算机科学与探索, 2023[2023-09-11]. <https://link.cnki.net/urlid/11.5602.TP.20230908.1408.003>.
- LUO Shijie, JIN Rize, HAN Shuzhen. Research on university basic knowledge question answering using optimized large language model with low rank encoding[J/OL]. Computer Science and Exploration, 2023[2023-09-11]. <https://link.cnki.net/urlid/11.5602.TP.20230908.1408.003>.
- [14] LI W, WANG J F, JIAO S C, et al. Augmented assembly work instruction knowledge graph for adaptive presentation[M]// Intelligent Robotics and Applications. Cham: Springer International Publishing, 2021: 793-803.
- [15] 王发麟, 郭耀文, 龚建华, 等. 基于数字孪生的复杂机电产品线缆装配工艺模型动态构建方法[J]. 计算机集成制造系统, 2023, 29(6): 2047-2061.
- WANG Falin, GUO Yaowen, GONG Jianhua, et al. Dynamic construction method of cable assembly process model for complex mechatronic products based on digital twin[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2023, 29(6): 2047-2061.
- [16] 丁志昆, 孙奕程, 段亮亮, 等. 基于数字孪生的增强现实多人协作装配[J]. 计算机集成制造系统, 2023, 29(6): 2019-2034.
- DING Zhikun, SUN Yicheng, DUAN Liangliang, et al. AR multiplayer collaborative assembly method based on digital twin[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2023, 29(6): 2019-2034.

Augmented Reality Assembly Method Assisted by Large Language Models

BAO Jinsong¹, LI Jianjun¹, YUAN Yi², LÜ Chaofan¹, WANG Sen³

(1. Donghua University, Shanghai 201620, China;

2. Shanghai Waigaoqiao Shipbuilding Co., Ltd., Shanghai 200137, China;

3. Shanghai Baosight Software Limited Company, Shanghai 201900, China)

[ABSTRACT] Augmented reality-based assembly guidance systems superimpose digital information onto physical scenes to effectively guide complex assembly tasks. However, the gap between humans and the physical world in the assembly environment is huge, and the information to be fused into the physical world needs to be prepared in advance and triggered manually during the assembly process. The study of real-time and ubiquitous prompts is a hot research topic for complex assembly in augmented reality environment. In this paper, we propose an augmented reality assembly method based on the assistance of large language models (LLMs), the core of which is to use LLMs as another brain in the assembly process, providing ubiquitous assembly guidance and prompts support for technique information. Firstly, a system of LLMs-assisted augmented reality assembly method is established, and the elements and interrelationships of the system are analysed. Secondly, a matching process information model is constructed for LLMs environment. Then, the assisted guidance decision-making method and process based on LLMs are given. Finally, combined with a cable assembly expertise, a professional question answering system is developed to realize the smart assisted guidance of LLMs. Results show that the assembly pass rate increased by 15% and the effectiveness of the method is verified through several cases.

Keywords: Augmented reality; Large language models (LLMs); Assembly; Question answering systems; Knowledge graph

(责编 向阳)

引文格式: 邹凯, 武殿梁, 许汉中, 等. 基于多模型级联的 VSV 调节机构装配智能检错方法[J]. 航空制造技术, 2024, 67(16): 117-129.

ZOU Kai, WU Dianliang, XU Hanzhong, et al. An intelligent fault-detection method for assembly of VSV adjusting mechanism based on multi-model cascade[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2024, 67(16): 117-129.

基于多模型级联的 VSV 调节机构装配智能检错方法*

邹凯¹, 武殿梁¹, 许汉中¹, 周烁², 于海文¹

(1. 上海交通大学, 上海 200241;

2. 中国航发上海商用发动机制造有限责任公司, 上海 201306)

[摘要] 在航空发动机可调静子叶片 (Variable stator vane, VSV) 调节机构的装配过程中, 目前仍需要人工检测其连杆防松钢丝的装配正确性, 效率低且易出错。为替代人工检错, 提出了一种基于多模型级联的智能检错方法。该方法是多个卷积神经网络级联的模型集成, 其中包含检测模块、分类模块以及后处理比对检错 3 个部分。首先在检测模块上提出混合不同尺寸卷积核的深度可分离卷积与轻量化解耦头来对 YOLOv5s 进行改进, 改进的 YOLOv5s 在测试集上的平均精度达到 97.9%, 相较于 YOLOv5s、YOLOv8s 分别提升了 3.4%、1.5%。其次在分类模块上使用 7×7 深度卷积替代全局平均池化以改进 ConvNeXt 分类头, 改进后性能得到提升, 在连杆数据集和螺纹数据集上的准确率分别达到 97.5% 和 95.4%。最后在后处理模块对两个分类模型的结果进行匹配, 得出装配检测结果。利用现场装配车间采集的图片数据集对该智能检错方法进行验证, 结果显示该方法平均精度达到 92.7%, 进一步验证了智能装配检错方法的可靠性。

关键词: 多模型级联; YOLOv5; ConvNeXt; 装配正确性检测; 可调静子叶片 (VSV) 调节机构

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2024.16.117



邹凯

博士研究生, 研究方向为智能视觉检测。

* 基金项目: 国家重大专项(2018YFB1701303)。

航空发动机运行过程中需要通过可调静子叶片 (Variable stator vane, VSV) 调节机构实现航空发动机压气机的安全稳定运行和高效输出。其中连杆是调节静子叶片角度的重要部件, 其装配紧固性不良会导致 VSV 调节机构的控制失效, 甚至会导致发动机的喘振或停车^[1-2]。在发动机的装配、检测、维护等各个环节中, 需要对连杆的装配紧固性进行质量控制。为保证连杆紧固性, 需要安装防松钢丝, 目前仍由人工观察螺纹旋向来确定防松钢丝的安装方向, 但人工检错费时费力且易出错。因此, 急需一种智能检错方法来代替人工检错, 从而提高检错的准确性和可

靠性。

目前许多研究者致力于装配正确性视觉检测的研究, 以提高装配效率和质量, 降低人工经验对装配和检测环节的影响。传统采用的检测方法有模板匹配、角点检测、SIFT 特征点匹配及人工特征提取^[3]等, 这些方法在复杂背景下的装配检测过程中难以发挥良好的作用。近年来, 基于深度学习的目标识别技术在复杂背景情况下的检测识别准确率和效率均大幅度提升, 尤其从 He 等^[4]利用残差连接提出 ResNet 后, 深度学习开始迅速发展, 使后续 Mask-RCNN^[5]、YOLO^[6]、RetinaNet^[7] 等目标检测器在 ImageNet、MS COCO 等

大规模图像数据集上相较于传统算法表现出绝对优势,因此基于深度学习的方法在装配正确性视觉检测中的研究也越来越多。赵耀霞等^[8]使用深度卷积神经网络对内部工件进行分类,结合工件投影角度检测,完成了对工件内部零件缺漏和错位的识别。魏中雨等^[9]先使用 Mask-RCNN 网络对装配零件进行分类和定位来判断是否漏装,将零件分割图二值化、Canny 算子提取轮廓后,利用图像的 Hu 矩特征与正确的零件图像轮廓对比来判断装配是否正确。Sun 等^[10]使用 YOLOv5s 来识别螺栓、螺母和标记,根据标记偏离的角度来判断螺栓是否松动。Chen 等^[11]设计了一个基于深度图像的多视角装配过程深度神经网络,实现了对机械装配过程不同视角新增部件的变化检测,从而判断装配正确性。郭宇杰等^[12]使用 Faster-RCNN 网络对多角度引信投影图像进行定位分类零构件,根据定位结果进行 CT 反演,实现了弹药引信零件的漏缺和错位检测。Li 等^[13]设计了一个卷积神经网络并使用增强现实眼镜辅助来检测线缆连接器的孔位识别及其真实装配状态,将孔位分布进行排序后,与每个孔位理想安装状态的分布排序对比得知错/漏装导线孔位。这些研究工作都将深度学习方法运用到装配检测领域中,并取得了良好效果。但目前航空发动机领域的装配质量控制严重依赖人工操作技能,智能化的检测技术滞后于其他工业领域,还缺乏深入研究^[14]。

综上所述,针对航空发动机 VSV 调节机构的连杆防松钢丝装配状态人工检错效率低且易出错的问题,本文提出一种基于多模型级联的智能检错方法来代替人工检错。首先使用改进的 YOLOv5 模型检测连杆与螺纹的位置并进行简单分类,再根据类别不同将原图中对应区域分别送入不同的分类网络,最后对结果进行

后处理得出防松钢丝的装配状态是否正确。试验表明本文提出的智能检错方法精度高,可靠性强。

1 问题描述与解决方案

1.1 问题描述与分析

VSV 调节机构连杆作为系统的重要组成部分,位于图 1 中的拉杆所在处。连杆由金属杆和两端的鱼眼螺栓组成,其中鱼眼螺栓的规格相同但旋向相反。因此在安装防松钢丝时,应首先确定两端鱼眼螺栓的旋向,连杆上端螺纹是右旋,则下端螺纹必是左旋,防松钢丝应从两端向左连接到中间孔位。

根据上述防松钢丝的安装流程可知,解决防松钢丝的检错问题,需要完成以下任务:检测连杆和螺栓螺纹的位置;识别防松钢丝的安装方向;以及上下螺栓螺纹的旋向。

对于第 1 个任务,目前已有很多表现良好的目标检测模型,例如 YOLO、Fast-RCNN、SSD^[15]等,可以有效地定位连杆和螺栓螺纹的位置。然而,对于后面 2 个任务,仅仅依靠这些目标检测模型很难达到较高的精度;这主要有两方面的原因。

(1)类间差别小,分类任务难度大。本文需要识别的防松钢丝安装方向和螺栓螺纹旋向,属于细粒度图像分类的范畴,即对目标进行更

加详细的子类划分。例如,防松钢丝的安装方向有向左和向右两种,螺栓螺纹的旋向有左旋和右旋两种。这些类别之间的图像过于形似,甚至进行简单的仿射变换就能轻易转换。而目前的目标检测模型,多数只在粗粒度图像分类方面比较有效,即对类别区分度很大的物体可以进行识别判断。细粒度图像分类由于类间差别小,毫无疑问具有更高的难度^[16]。

(2)图像的 Resize 操作会丢失目标的部分信息。为了提高检测速度,目标检测模型通常需要将输入图片缩小到一定尺寸,例如 YOLOv5 目前推荐的输入是 640×640 和 1280×1280。本文平板设备采集的图片尺寸为 4000×3000,而本文中需要检测的包含鱼眼螺栓上的螺纹则属于小目标纹理特征,因此,过于激进的 Resize 操作会改变图像的像素矩阵和频率分布,从而影响纹理特征的表达和提取^[17]。

1.2 连杆防松钢丝装配状态的智能检错总体方案

本文提出的连杆防松钢丝装配状态检错方法总体流程主要分为 3 个部分,由多个卷积神经网络集成,如图 2 所示,具体步骤如下。

步骤 1. 杆件和螺纹目标检测。首先将设备采集到的分辨率为 4000×

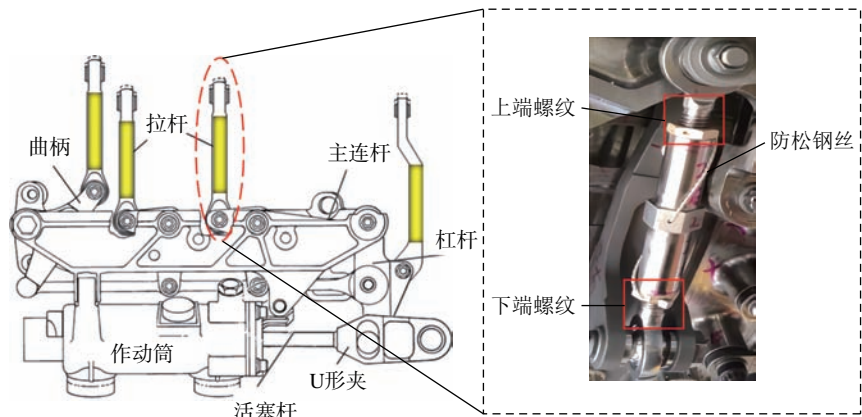


图 1 VSV 调节机构连杆示意图

Fig.1 Schematic diagram of the connecting rod of VSV adjusting mechanism

3000 大小的图片 Resize 为 640×640 , 作为输入送到检测模块中, 该检测模块采用的算法是针对性改进过的 YOLOv5 检测模型, 用于区分杆件上的鱼眼螺栓螺纹和连杆, 并提取其感兴趣区域 (Region of interest, ROI)。

步骤 2。杆件上防松钢丝安装方向和螺纹旋向分类。从步骤 1 中得到检测目标位置后在原图中截取对应的感兴趣区域, 按照连杆螺纹

类别调整尺寸大小为 224×224 后送入对应的分类模型。图 2 中两个分类模型均采用改进过的 ConvNeXt^[18] 卷积神经网络, 其中分类模型 1 主要负责识别连杆防松钢丝的有无与安装方向; 分类模型 2 主要负责识别螺纹旋向。

步骤 3。防松钢丝装配状态判定。将上一阶段的分类结果结合起来, 得到连杆防松钢丝的装配结果并

将其可视化在原图中, 具体方法详见 2.3 节。

2 算法原理

2.1 基于改进 YOLOv5 的检测模块

YOLOv5 目标检测算法模型主要由主干特征提取层 (Backbone)、特征加强融合层 (Neck) 和检测头层 (Head) 3 部分构成, 根据模型大小缩放比例有 5 个版本: n、s、m、x、l, 模型大小也依次增大。图 3 为未改进的 YOLOv5 的算法原理图。

本文所检测目标的背景复杂且目标与背景相似度高依旧会导致算法错 / 漏检率高。针对这个问题, 本文进行了以下改进, 具体工作如下。

(1) 下采样模块改进。由于模型下采样过程中会丢失大量的关键特征信息, 这是造成算法错 / 漏检的原因之一。为了解决这个问题, 本文针对 YOLOv5 的下采样模块, 设计了混合深度可分离卷积 (Mixing depthwise separable convolution, MDSC) 模块。

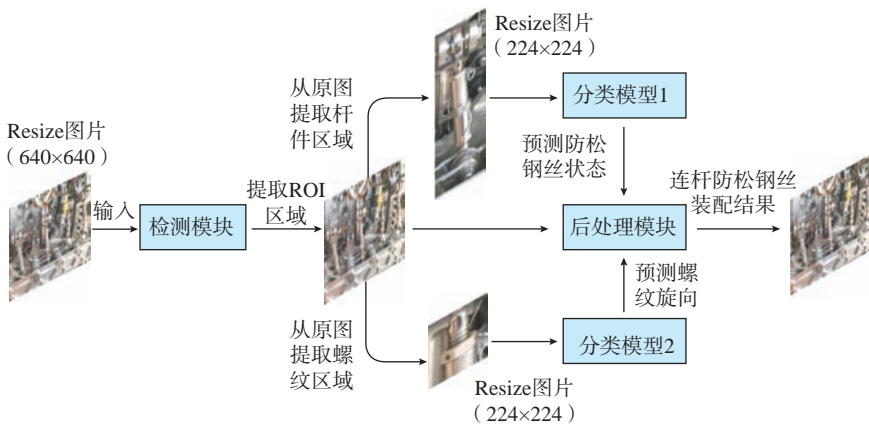


图 2 整体方案流程图
Fig.2 Flowchart of the overall scheme

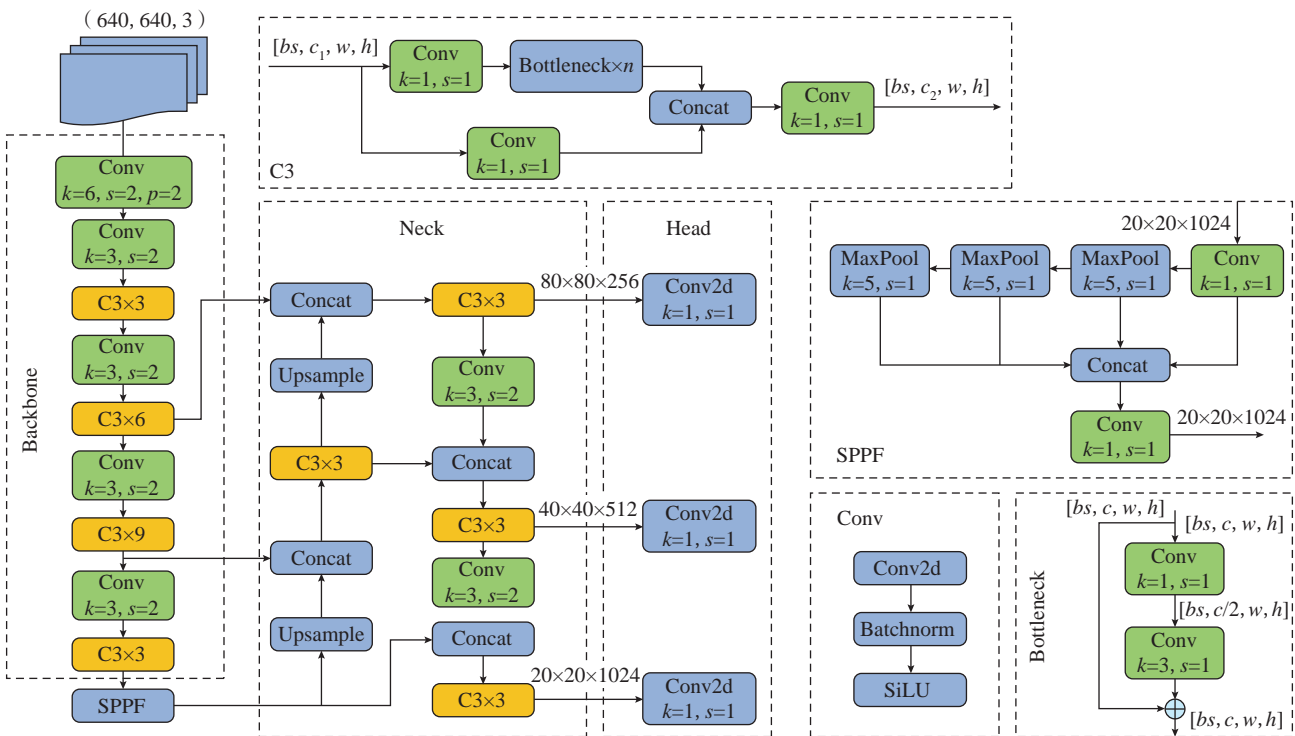


图 3 YOLOv5 算法原理
Fig.3 Principles of the YOLOv5 algorithm

该模块使用不同卷积核大小的卷积进行下采样,并按照深度可分离卷积(Depthwise separable convolution, DSC)的方式进行特征融合。这样不仅可以增加整个模型的感受野、优化下采样特征、避免特征信息丢失^[19],还可以大大降低模型的数量和计算量,使模型更加高效。

(2) 检测头改进。为了解决YOLOv5检测层中任务耦合和空间不对齐的问题,本文设计了一种轻量化的检测层解耦头,有效地提升了网络检测性能。YOLOv5的检测层仅使用了1个1×1的卷积,将预测框定位、置信度预测和分类3种任务耦合在一起。这导致定位任务和分类任务的特征不匹配,造成空间不对齐的问题,影响网络检测性能。本文的方法将定位任务和分类任务分离,分别进行特征提取和预测,以实现任务的解耦。与最早针对这个问题改进的YOLOX^[20]的解耦头相比,本文的

方法在提升性能的同时大大降低了模型的数量和计算量。

从性能和检测速度方面考虑,选定轻量化的YOLOv5s版本作为基线模型进行改进,改进YOLOv5s的结构如图4所示。

2.1.1 混合深度可分离卷积

标准卷积由若干个过滤器组成,其中过滤器由输入特征图上各通道对应的卷积核组成。图5(a)为3通道输入、4通道输出的标准卷积过程,标准卷积参数量很大,尤其是模型的深层卷积参数量甚至能达到整个模型参数的一半,此情况下增大卷积核的大小无疑给整个模型带来巨大负担。Google团队提出的Xception^[21]和MobileNet^[22]就曾用DSC来替代标准卷积。DSC由深度卷积和1×1标准卷积构成。其中,深度卷积(图5(b))每个过滤器只有1个卷积核且只处理1张特征图,然后将所有卷积核的输出再进行拼接得到输出

特征图。本文在DSC(图5(c))的基础上混合不同大小的卷积核提出MDSC,其结构如图5(d)所示,特征图经过不同卷积核大小的深度卷积后采用1×1卷积核进行通道融合并改变其输出通道。

本文使用了3×3、5×5、7×7、9×9大小的混合卷积核的MDSC代替3×3的标准卷积,其参数量之比和计算量之比分别为

$$R_p = \frac{\sum_{i=1}^n k_i^2 \times C_{in} + N \times C_{in} \times C_{out}}{k_0^2 \times C_{in} \times C_{out}} = \frac{18.22}{C_{out}} + 0.44 \quad (1)$$

$$R_f = \left(\sum_{i=1}^n k_i^2 \times C_{in} \times H_{out} \times W_{out} + N \times C_{in} \times C_{out} \times H_{out} \times W_{out} \right) / (k_0^2 \times C_{in} \times C_{out} \times H_{out} \times W_{out}) = \frac{18.22}{C_{out}} + 0.44 \quad (2)$$

式中, R_p 、 R_f 分别为2种卷积核参

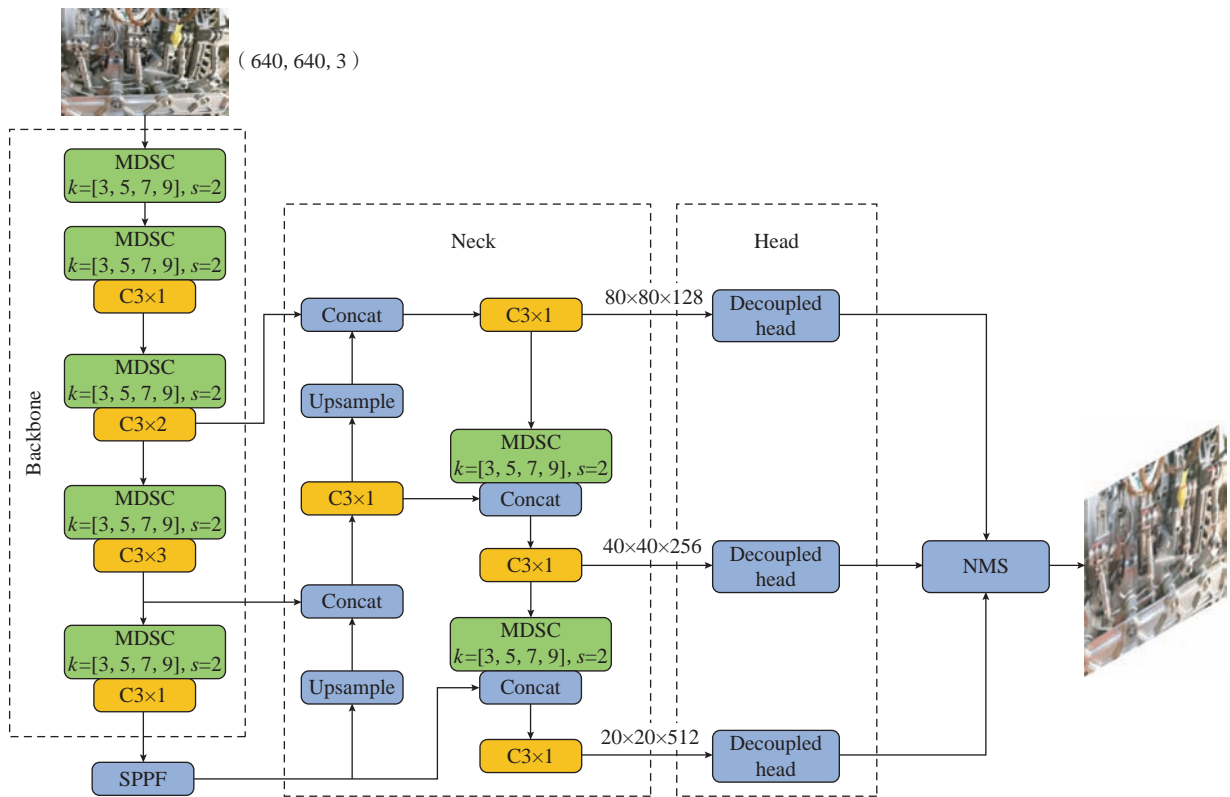


图4 改进YOLOv5s模型结构图
Fig.4 Structure diagram of the improved YOLOv5s model

数量之比和计算量之比; C_{in} 、 C_{out} 分别为输入、输出特征图通道数; H_{out} 、 W_{out} 分别为输出特征图的高和宽。由计算结果可知, MDSC 参数量与计算量均小于标准卷积且随着网络宽度增大, 此现象越明显。

2.1.2 轻量化解耦头

为避免 YOLOv5 算法中耦合头

在多任务处理的空间中不对齐的问题, 本文借鉴了 YOLOX 解耦头结构并进行轻量化改进, 如图 6 所示。在每个分支使用混合了不同大小卷积核的 MDSC 来提取特征, 最后一层输出特征图上的每一个像素点对应 3 个锚框, 每个锚框的定位、置信度及分类任务分别由解耦头的 3 个分

支进行预测。

在训练过程中, 包含目标的正样本与背景数量的负样本数量差距明显。为解决这个问题, 置信度分支上使用了 Varifocal Loss^[23] 来代替二元交叉熵损失, 其定义为

$$VFL(p, q) = \begin{cases} -q[q\log(p)+(1-q)\log(1-p)] & q>0 \\ -\alpha p^\gamma \log(1-p) & q=0 \end{cases} \quad (3)$$

式中, q 为目标值大小; p 为预测值大小; α 为负样本权重; γ 为调整因子。

对于前景点, 其 Ground-truth (已经标注好且正确的数据) 的 q 被设定为生成的边界框与其 Ground-truth 之间的交并比 (IoU), 其中 IoU 的计算采用 CIoU 算法^[24]; 而对于背景点, 所有类的目标 q 都设为 0。其中 Varifocal Loss 仅通过将负样本 ($q=0$) 的损失以 p^γ 比例化来减少其损失贡献, 而不会以同样的方式降低正样本的权重。另一方面, 用训练目标 q 对正样本进行加权, 把训练的重点放在高质量的正样本上。本文试验中 $\alpha=0.25, \gamma=1.5$ 。

2.2 基于改进 ConvNeXt 的分类模型

基于 Transformer 技术的 Swin Transformer 在各种大视觉任务中取得了良好的效果, 超越了传统的卷积神经网络。然而, Facebook AI 研究所通过借鉴 Swin Transformer 的

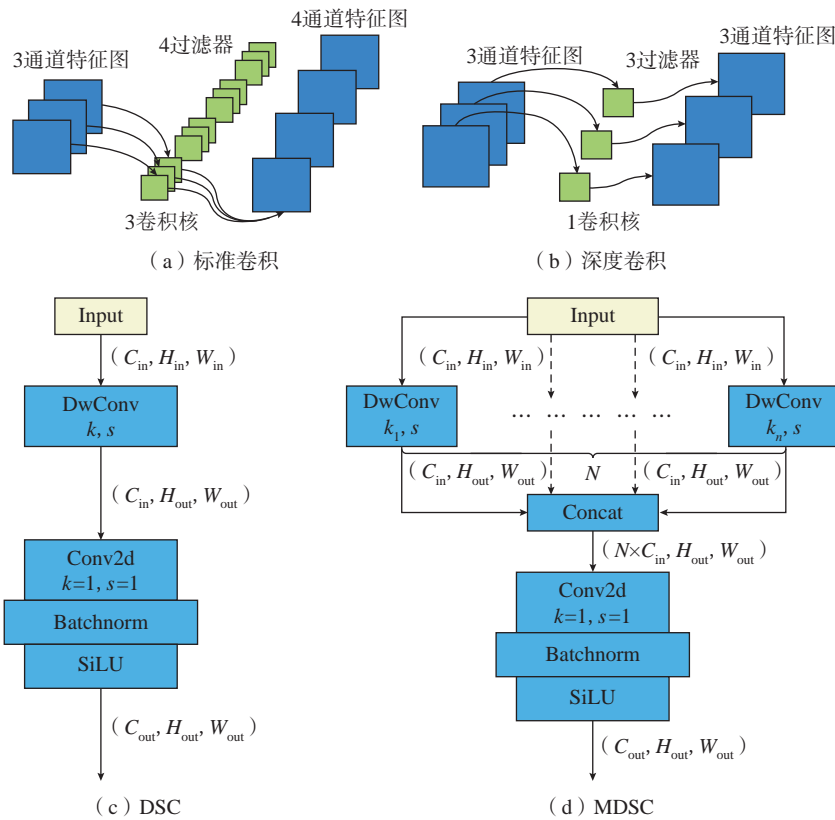


图 5 不同的卷积结构和原理

Fig.5 Different convolution structures and principles

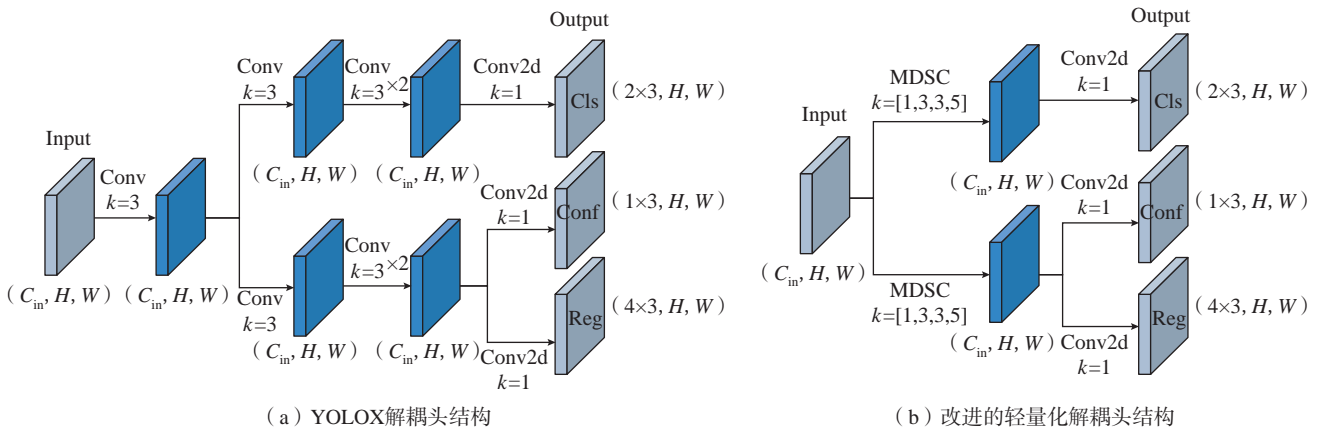


图 6 改进前后解耦头结构对比

Fig.6 Comparison of decoupled head structures before and after improvement

设计思路^[25],基于卷积神经网络改进提出了 ConvNeXt。ConvNeXt 不仅在视觉任务上再次刷新了 Swin Transformer 的记录,而且在小数据集上也表现出了更好的泛化能力,卷积操作也更适合本文中连杆和螺纹空间关系特征的提取。

因此,选择 ConvNeXt 最轻量化的 Tiny 版本为基础作为图 2 总体方案中的分类模型进行改进,其结构和网络细节如图 7 所示。为进一步提升模型的精度,直接沿用 ConvNeXt-T 网络的 Backbone (特征提取层),采用迁移学习的方式加载模型在大规模数据集 ImageNet 的预训练权重,并结合改进后的分类头针对特定任务的微调进行训练。迁移学习可以将模型在大数据集上特征提取的性能传递到新模型中,可提高模型的训练效率,避免模型陷入局部最优,从而提升模型的泛化性和鲁棒性。

ConvNeXt 模型分类头的结构如图 8 (a) 所示。ConvNeXt 网络主干输出的二维特征图在每一个通道中经过全局平均池化(Global average pooling)后得到一个均值,然后各通道的均值经过展平层(Flatten)、线性连接层(Linear)以及 Softmax 归一化层即得到各类别概率值。全局平均池化对于减少模型参数量有一定作用,但会丢失特征图的空间信息,对于细粒度图像分类,尤其是对本文中空间关系分类有很大影响。因此本文对分类头进行了改进,使用深度卷积代替全局平均池化,为增强其非线性分类能力还添加了一层包含 SiLU 激活函数的全连接层,具体结构如图 8 (b) 所示。

2.3 后处理模块和防松钢丝装配比对检错

为了判别连杆防松钢丝的装配状态,本文采用了以下 3 步操作:首先,将无序的螺纹特征框与对应的连杆框进行匹配,并剔除无效的螺纹框和连杆框,以提高检测精度;其次,

根据螺纹框的旋向结果,综合判断防松钢丝的装配情况;最后,对比防松钢丝的实际装配状态与理想装配状态,即可得到连杆防松钢丝的装配结果。每步操作的具体过程和原理如下。

2.3.1 螺纹框匹配

从检测结果和实际情况来看,连杆框与所对应的螺纹框一般属于包含关系,与无关的螺纹框属于互斥关系,但也存在不完全重叠的交叉关系,如图 9 所示。考虑到这种交叉情

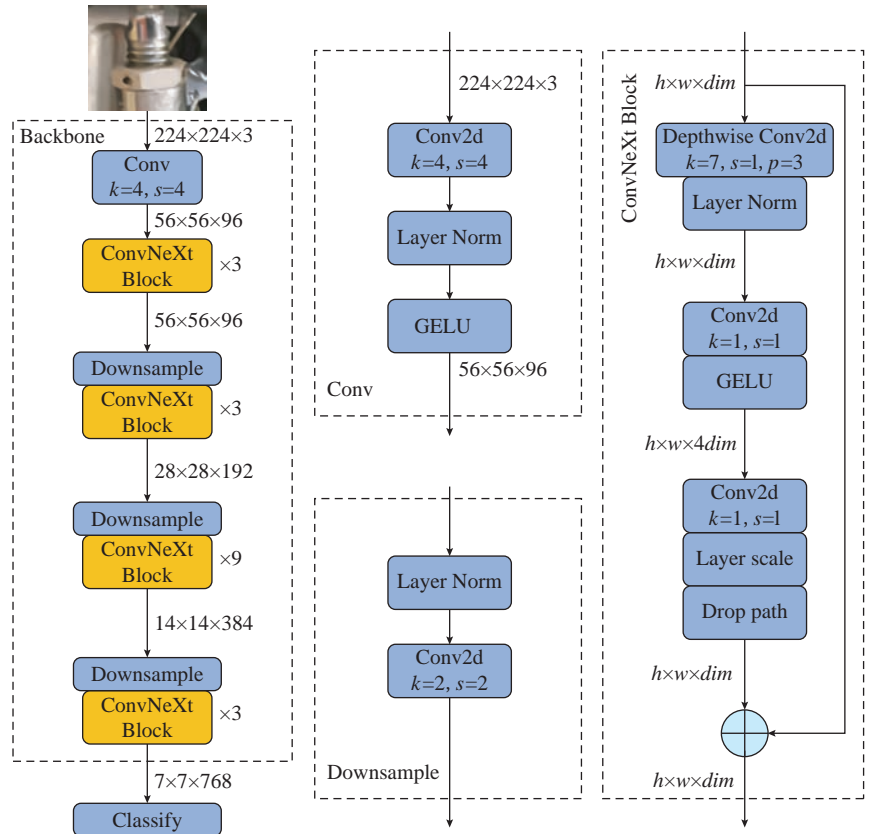


图 7 ConvNeXt 模型网络结构
Fig.7 Network structure of ConvNeXt model

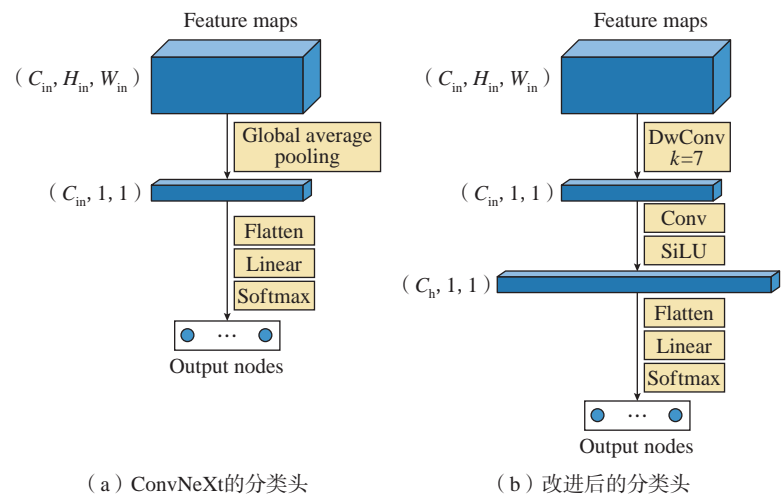


图 8 改进前后分类头结构对比
Fig.8 Comparison of classification head structures before and after improvement

况,本文提出了区域交叉(Intersection of areas, IoA)指标作为连杆框和螺纹框匹配程度的衡量,其值为连杆框与螺纹框重叠面积与螺纹框面积之比,具体计算方式如下

$$\text{IoA} = \frac{\max(0, [\min(x_{Z2}, x_{T2}) - \max(x_{Z1}, x_{T1})]) \times \max(0, [\min(y_{Z2}, y_{T2}) - \max(y_{Z1}, y_{T1})])}{(x_{T2} - x_{T1}) \times (y_{T2} - y_{T1})} \quad (4)$$

式中, Z 为连杆标签; T 为螺纹标签。以图片左上顶点为原点, (x_{Z1}, y_{Z1}) 和 (x_{Z2}, y_{Z2}) 分别为连杆框左上角和右下角的坐标; (x_{T1}, y_{T1}) 和 (x_{T2}, y_{T2}) 分别为螺纹框左上角和右下角的坐标。

针对交叉重叠的情况,可设定 1 个 IoA 的阈值 i , IoA 大于 i 则认为该螺纹框与连杆框相匹配,反之则不匹配,本文中 i 值设定为 0.4。螺纹框的匹配操作完成后,将没有互相匹配的螺纹框、连杆框剔除,这些目标框属于低质量的锚框,剔除后可避免

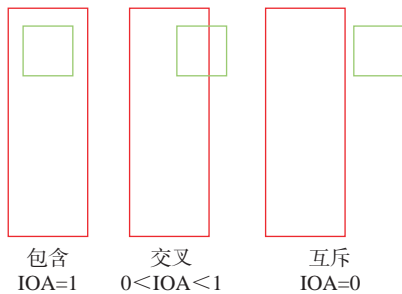


图9 连杆框与螺纹框的不同位置关系与对应的 IoA 值

Fig.9 Different position relationships between the connecting rod and threaded anchor frame and the corresponding IoA values

将背景误检为目标框,有助于提高检测准确率。

2.3.2 理想装配结果计算

对于连杆框所匹配的螺纹框,首先要确定其在连杆的位置是属于上螺纹或者下螺纹,其衡量标准为螺纹框中心与连杆上边框和下边框的距离之差 D ,即

$$D = \left| \frac{(y_{T1} + y_{T2})}{2} - y_{Z1} \right| - \left| \frac{(y_{T1} + y_{T2})}{2} - y_{Z2} \right| \quad (5)$$

$D > 0$ 时,螺纹框为下螺纹,反之则为上螺纹。防松钢丝的理想安装方向与下螺纹的旋向同向,与上螺纹旋向异向。每个螺纹框均可判定防松钢丝的理想安装方向,但以类别置信度最高的螺纹框为标准,其类别置信度计算公式为

$$P(\text{class}) = P(\text{class/object}) \times P(\text{object}) \quad (6)$$

式中, $P(\text{class/object})$ 为分类网络的螺纹旋向预测概率; $P(\text{object})$ 为检测网络对于螺纹框的置信度值。

2.3.3 比对检错流程

在螺纹框匹配以及理想装配结果计算完成后,可与实际防松钢丝的装配状态比对进行检错,其比对检错流程如图 10 所示。可按照图 10 所示流程对防松钢丝的装配质量进行评估,主要分为无法判断、无防松钢丝、防松钢丝安装错误、安装正确 4 类。

3 结果与分析

为了验证本文所提出智能检错方法的优越性能,试验将从 3 个方面进行。首先,为体现检测模型性能,

对基于 YOLOv5 模型的改进方法的有效性进行对比试验;其次,为体现分类模型的性能,分别在螺纹数据集和连杆数据集上进行验证;最后,通过对比不同模型集成方案的检测来验证整体智能检错方案的性能。所有模型训练和检测的环境均为 Windows11 操作系统、i5-13500H、32 GB 内存、NVIDIA RTX4050 (8 GB 显存),深度学习框架 PyTorch1.13。数据集采集设备为华为 matepad11 后置相机,用于训练和测试的数据集采用不同角度、尺度和环境条件的清晰照片和视频关键帧;其中包含少量与检测目标无关的照片作为背景图片。

3.1 连杆和螺纹检测性能分析

3.1.1 数据集信息与试验参数

试验中使用的数据集共有 2342 张图片,图片尺寸为 4160×3120 或 1920×1080 ,按照 6:2:2 划分为训练集、验证集与测试集;分为连杆标签 Z 和螺纹标签 T 2 个类别,数据集相关信息如图 11 所示,可知,该数据集特点为类别分布不均衡、大宽高比目标和小目标居多、位置分布较分散。因此,本文中的目标检测任务具有一定的挑战性。为避免模型在小数据集上有过拟合的风险,训练过程中均使用了数据增强以提升模型的鲁棒性,数据增广方式有旋转、错切、平移、缩放、翻转、变换色彩空间、模糊、高斯噪声、Mosaic^[26] 技术、Mixup^[27] 技术等,具体效果如图 12 所示。为更好地比较各模型性能,主要超参数均要保持一致,试验中均加载了预训

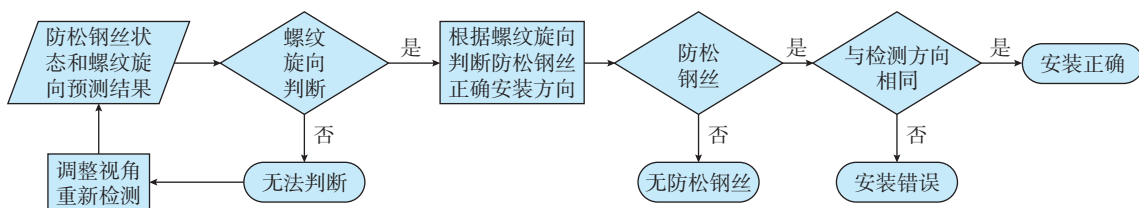


图 10 防松钢丝装配结果比对检错流程图

Fig.10 Flowchart of comparison and error detection of assembly results for anti-loosening wire

练权重,具体超参数如表 1 所示。

3.1.2 试验评估指标

试验采用精确率 Precision、召回率 Recall、各类别平均精度的均值 mAP、模型参数量 Param、计算量 GFLOPs 以及 F_2 分数(即 $\beta=2$ 时的 F_β)作为试验指标。其中参数量和计算量代表着模型复杂度,其大小与模型的检测速度呈负相关;精确度以预测结果为判断依据,即预测为正例的样本中预测正确的比例;召回率以实际样本为判断依据,即实际为正例的样本中被预测为正确的比例; F_2 分数是将精确率和召回率进行加权调和来综合反馈模型总体水平的指标。上述指标的计算分别为

$$\text{Precision} = \frac{\text{TP}}{\text{TP} + \text{FP}} \quad (7)$$

$$\text{Recall} = \frac{\text{TP}}{\text{TP} + \text{FN}} \quad (8)$$

$$F_\beta = (1 + \beta^2) \times \frac{\text{Precision} \times \text{Recall}}{\beta^2 \times \text{Precision} + \text{Recall}} \quad (9)$$

式中的 TP、FP、FN 含义及关系如表 2 所示, F_β 是一种综合评价精确率和召回率的指标,根据 β 值的不同,给予两者不同的权重。 β 值越大,说明召回率的权重越高; β 值越小,说明精确率的权重越高。本文检测任务中更关注召回率,即尽量检测出所有的目标。因此,选择 $\beta=2$ 作为评价标准。同时,为了降低误检的影响,在 2.3.1 节的后处理模块中剔除低质量目标。

以精确率 Precision 为纵坐标轴,召回率 Recall 为横坐标轴,可以得到反应模型性能的 $P-R$ 曲线。 $P-R$ 曲线与坐标轴围成的面积为平均精度 AP (mAP),表示为

$$\text{mAP} = \frac{\sum_{n=1}^N \int_0^1 \text{Precision}(\text{Recall}) d(\text{Recall})}{N} \quad (10)$$

3.1.3 数据分析

为了验证 MDSC 和改进解耦

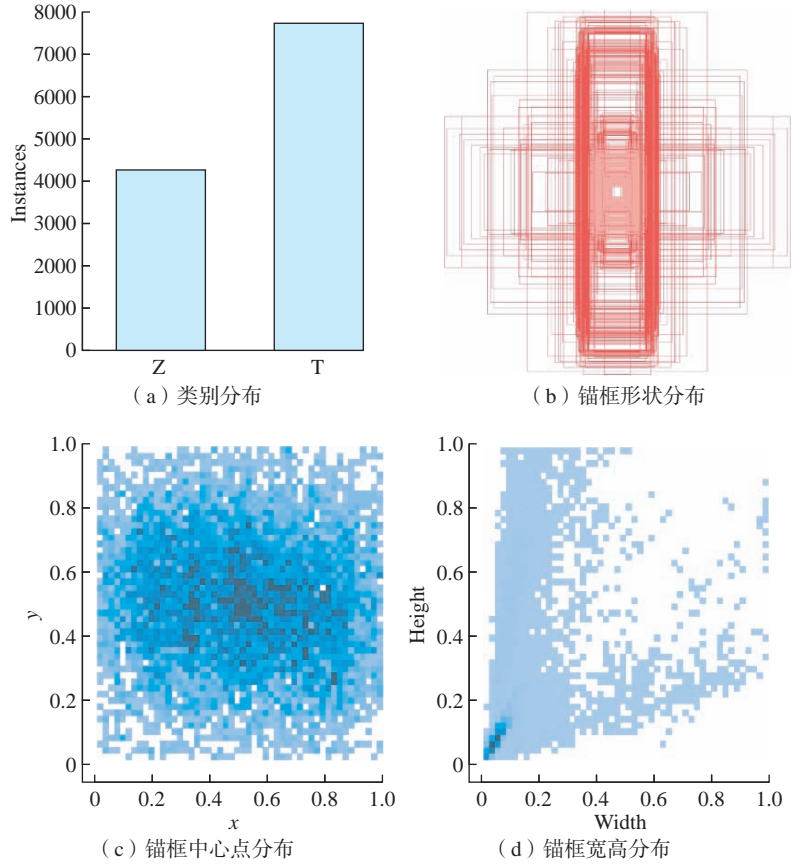


图 11 数据集相关信息
Fig.11 Information of the dataset



图 12 数据增强效果
Fig.12 Data enhancement effect

头的性能,以 YOLOv5s 原始模型为基准方法,采用消融试验进行验证,参与试验的模型有 YOLOv5s、只改进下采样模块的 YOLOv5s-MDSC 以及同时采用解耦头和 MDSC 的 Improved-YOLOv5s;与目前最新的目标检测模型 YOLOv8^[29] 进行对比验证,选取 YOLOv8s 版本,消融试验对比结果如表 3 和图 13 所示。

从表 3 可以看出, YOLOv8s 在 mAP 上所反映的总体性能要高于 YOLOv5s 模型,但在连杆螺纹检测任务上的重要指标 F_2 分数上却稍弱于 YOLOv5s,模型参数量与计算量远大于 YOLOv5s,因此相较于 YOLOv8, YOLOv5 无疑更适合本文所提出的检测任务。从消融试验中 3 个模型的性能对比可以看出, YOLOv5s-MDSC 模型的 F_2 分数相较于 YOLOv5s 模型增大了 1%, mAP 增大了 1.2%,并且更轻量化;耦合头替换为解耦头的改进使 Improved-YOLOv5s 相较于 YOLOv5s-MDSC 的 F_2 分数、mAP

分别增大了 2.5% 和 2.2%,相较于 YOLOv5s 的 F_2 分数和 mAP 分别增大了 3.5% 和 3.4%,但参数量和计算量有所增大。这表明针对本文任务所提出的 MDSC 模块和解耦头均对基于 YOLOv5s 模型的性能有提升效果, Improved-YOLOv5s 的 F_2 分数和 mAP 分别达到了 97.5% 和 97.9%,均高于 YOLOv8s 的相应值。且由图 13 可知, Improved-YOLOv5s 的 $P-R$ 曲线完全包围了其他模型,体现了改进 YOLOv5s 的良好性能。

3.2 分类模型性能分析

3.2.1 数据集信息和试验参数

本文中分类模型需要对连杆防松钢丝实际安装状态和螺纹旋向进行判别,但这两个任务的难度和数据增广方式有一定差别,为达到最佳分类性能,分别制作了连杆数据集和螺纹数据集,均从检测数据集的目标区域裁剪而来。

连杆数据集共计 21276 张图片,按照 7:2:1 划分为训练集、验证集和

测试集,共分为 3 类:防松钢丝向左安装 ZL、防松钢丝向右安装 ZR 和其他 ZH (包含无防松钢丝连杆图片和无关背景图片)。连杆数据集对图片方向有很强的敏感性,因此左右翻转以及大幅度的旋转等数据增广方式均不可使用,试验中采用的数据增广方式有 $\pm 15^\circ$ 的旋转、色彩空间变换、上下翻转、模糊、直方图均衡化、高斯噪声等。

螺纹数据集共计 23158 张图片,同样按照 7:2:1 划分为训练集、验证集和测试集,共分为 3 类:左旋螺纹 TL,右旋螺纹 TR 和其他 TH (包含无法判别的螺纹和无关背景图片)。螺纹数据集对方向也具有敏感性,但不同的是其数据增广可以进行任意图像旋转但不能进行图像翻转,试验中采用的数据增广方式为旋转、色彩空间变换、模糊、直方图均衡化、高斯噪声等。

为更好地比较各模型性能,主要超参数均要保持一致,试验中均加载了预训练权重,具体超参数如表 4 所示。

3.2.2 数据分析

本次试验使用的数据集的其他类均包含了与判别任务无关的负样本来提升整体模型的泛化性,因此采用非其他类的精确率 Precision、召回率 Recall 和更加侧重精确率的 $F_{0.5}$ 分数以及反映整体性能的总体准确率 Accuracy 作为评价指标。其中,

表 1 检测模型在训练过程中的主要超参数

Table 1 Main hyperparameters of the detection model during training

优化算法	初始学习率	IoU	训练轮次	批次大小	权重衰减	图片尺寸	标签平滑 ^[28]
SGD	0.01	0.5	300	32	5×10^{-4}	640 × 640	0.1

表 2 混淆矩阵

Table 2 Confusion matrix

混淆矩阵		真实值	
		正例	负例
预测值	正例	TP	FP
	负例	FN	TN

表 3 不同模型在测试集上的性能表现

Table 3 Performance of different models on the test set

模型	Param./ $\times 10^6$	GFLOPs	Precision/%	Recall/%	F_2 分数 /%	mAP/%
YOLOv5s	7.2	16.6	90.8	94.8	94.0	94.5
YOLOv8s	11.1	28.6	95.1	93.4	93.7	96.4
YOLOv5s-MDSC	6.0	13.8	91.3	96.0	95.0	95.7
Improved-YOLOv5s	8.8	19.2	94.5	98.3	97.5	97.9

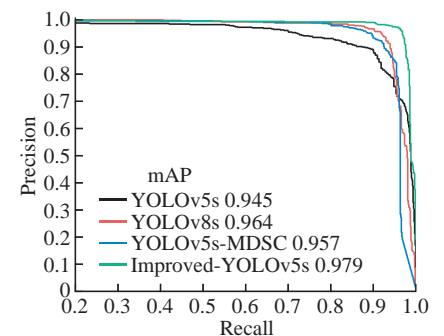


图 13 不同模型在测试集上的 $P-R$ 曲线图

Fig.13 $P-R$ curves of different models on the test set

总体准确率 Accuracy 可表示为

$$Accuracy = \frac{TP + TN}{TP + FP + FN + TN} \quad (11)$$

为验证改进 ConvNeXt 模型 (Improved-ConvNeXt) 的性能, 试验中比较了经典模型 ResNet50、Swin Transformer 模型的 tiny 版本 (Swin-T) 以及 ConvNeXt 模型的 Tiny 版本 (ConvNeXt-T) 在连杆数据集和螺纹数据集测试集上的性能, 如表 5 所示。

在这 4 个模型中, Swin-T 模型是唯一基于 Transformer 技术的神经网络, 而其他 3 个均为卷积神经网络, 但 Swin-T 在连杆和螺纹数据集上的性能却远弱于另外 3 个卷积神经网络, 分析可能的原因是数据集过小导致无法充分发挥 Transformer 的性能, 另外 Transformer 针对本文数据集空间关系特征的提取能力弱, 而卷积神经网络的卷积核善于提取纹理特征、空间关系特征。从表 5 可以看出, Improved-ConvNeXt 模型在 2 个数据集的各个指标均为最高, 其中在连杆数据集上的 $F_{0.5}$ 分数和 Accuracy 分别比 ConvNeXt-T 模型高 1.1% 和 1.0%, 在螺纹数据集上则分别高 3.4% 和 2.2%, 验证了本文分类头改进的有效性以及其良好的分类性能。

3.3 总体模型集成方案的性能分析

为了测试整个模型方案的泛化性, 在航空发动机装配现场实地采集了 200 张图片, 图片尺寸均为 4160×3120 , 采集过程中要求其拍摄角度均在 $-25^\circ \sim 25^\circ$ 之间。总体模型集成方案最终结果的数据集分布如表 6 所示; 以防松钢丝安装方向和螺纹旋向预测分类方式的中间结果如表 7 所示。

利用该数据集对本文中的多模型集成智能检错方法进行性能测试, 并与不同的模型集成方案进行分析比较, 其他集成方案的结构如图 14 所示。其中图 14 (a) 所示方案由检

测模型直接输出螺纹旋向类别和防松钢丝状态; 而图 14 (b) 方案不同于本文方法的点在于其杆件和螺纹输入到同一个分类模型中进行处理。各方案中间结果分类的混淆矩阵如图 15 所示, 其中 BG 为背景; 在最终结果分类上的性能表现如表 8 所示。各方案中采用的模型均为本文方法中改进的模型。

对于连杆防松钢丝检错任务, 若要提高最终判别的准确率, 需要检测目标的能力、目标框位置回归和对目

标分类均有所提升, 由 3.2.1 节中的试验结果可知, 改进 YOLOv5s 在前两项任务中的性能表现良好, 并且由表 8 可知, 改进 YOLOv5s 模型在提高了输入图像的分辨率之后, 一定程度上缓解了 Resize 操作造成的影响, 使 a 方案的性能有所提高。但从图 15 和表 8 可以看出, 目标检错和漏检的几率依旧很高, 并且各类别之间很容易互相混淆, 因此无法胜任空间关系的细粒度图像分类。b 方案的分类任务由相同改进的 ConvNeXt

表 4 分类模型在训练过程中的主要超参数

Table 4 Main hyperparameters of the classification model during training

数据集	优化算法	初始学习率	Dropout	训练轮次	批次大小	权重衰减	图片尺寸	标签平滑
连杆	SGD	0.002	0.5	300	64	5×10^{-4}	224×224	0.1
螺纹	SGD	0.003	0.5	300	64	5×10^{-4}	224×224	0.1

注: Dropout 表示在前向传播中, 让某个神经元的激活值以一定的概率 p 停止工作, 使模型不会太依赖某些局部特征, 泛化性更强。

表 5 各模型在数据集测试集中的性能表现

Table 5 Performance of different models on the test sets of the data sets

数据集	模型	Precision/%	Recall/%	$F_{0.5}$ 分数/%	Accuracy/%
连杆	ResNet50	90.8	94.8	94.0	94.6
	Swin-T	72.8	89.2	75.6	82.3
	ConvNeXt-T	97.4	93.4	96.6	96.5
	Improved-ConvNeXt	98.0	96.6	97.7	97.5
螺纹	ResNet50	89.7	94.1	90.5	92.3
	Swin-T	64.9	78.2	67.2	79.6
	ConvNeXt-T	93.7	90.3	93.0	93.2
	Improved-ConvNeXt	96.6	95.5	96.4	95.4

表 6 总体模型集成方案最终结果的数据集分布

Table 6 Data set distribution of final results for overall model-integrate scheme

无法判别	无防松钢丝	安装正确	安装错误	共计
82	120	153	132	487

表 7 总体模型集成方案除后处理外的中间结果的数据集分布

Table 7 Data set distribution of intermediate results excluding the post processing for the overall model-integrate scheme

ZL	ZR	ZH	TL	TR	TH	共计
186	181	120	368	379	227	1461

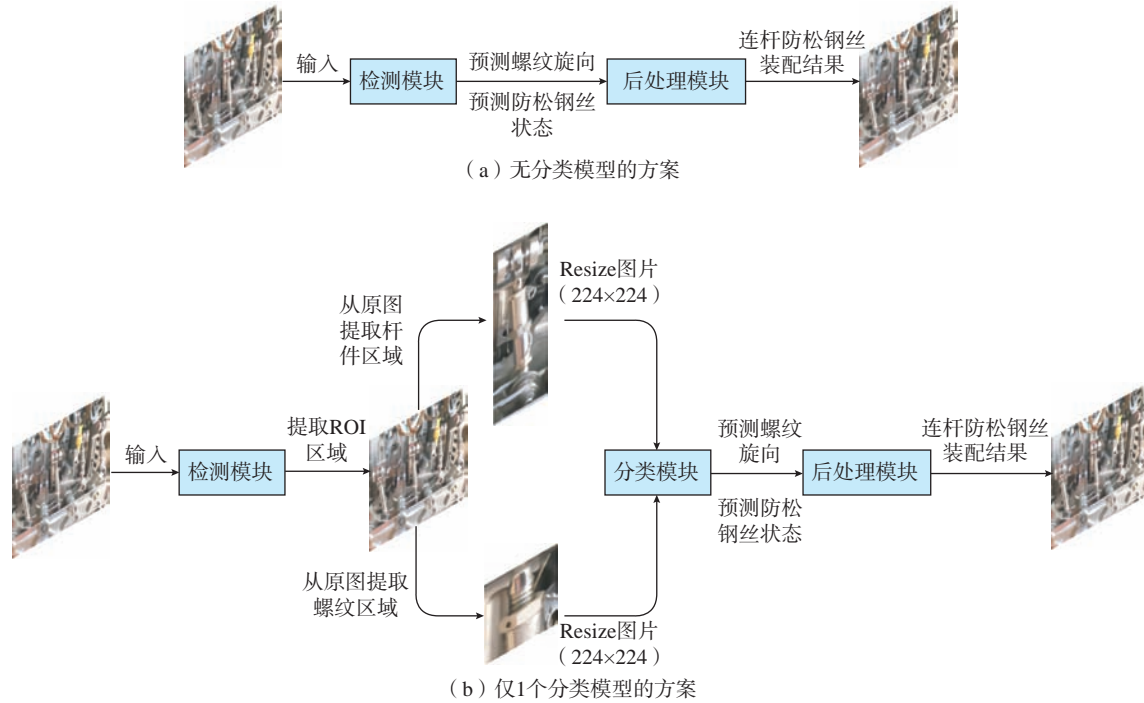


图 14 其他模型集成方案结构图

Fig.14 Structures of other model-integrate schemes

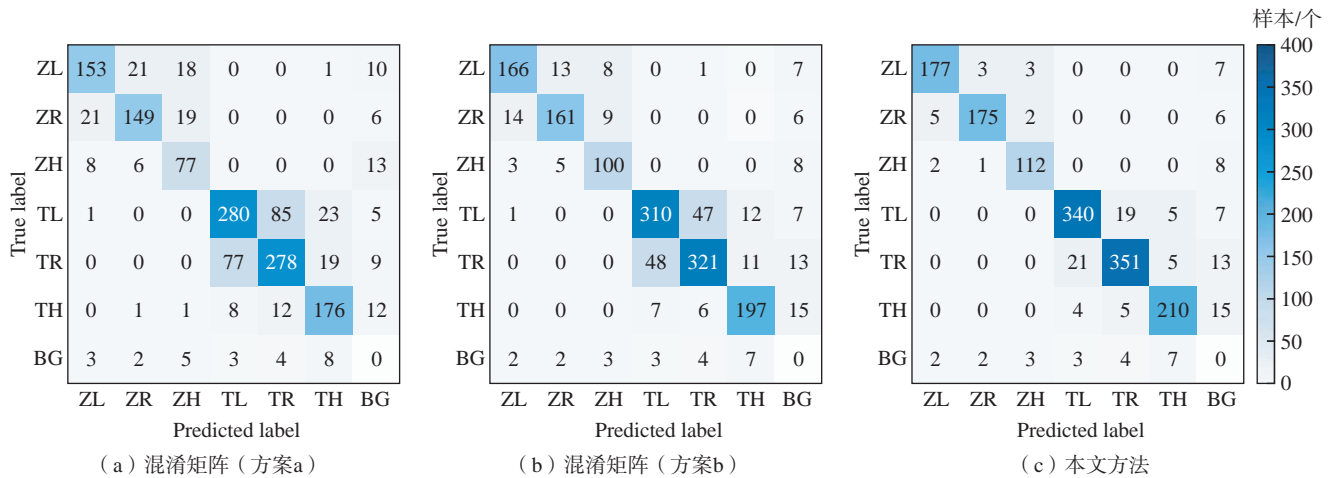


图 15 各模型集成方案在中间结果分类中的混淆矩阵

Fig.15 Confusion matrix for each model-integrate scheme on intermediate outcome classification

表 8 不同模型集成方案在最终结果分类上的性能表现

Table 8 Performance of different model-integrate scheme on final outcome classification

方案	图片尺寸	FPS/ (帧·s ⁻¹)	AP/%				mAP/%
			无法判断	无防松钢丝	安装正确	安装错误	
a	1280 × 1280	15.5	86.4	77.5	76.1	78.9	79.7
	640 × 640	28.5	80.4	68.9	73.7	71.8	73.7
b	640 × 640	11.2	85	82.9	87.3	89.2	86.1
本文方法	640 × 640	9.6	92.1	92.7	92.5	93.6	92.7

网络进行处理,其性能有了一定提升,但由于连杆防松钢丝方向分类与螺纹旋向分类两个分类任务耦合在一起造成了类间差距不一致,例如 ZL 与 TR 的类间差异远大于 ZL 与 ZR 的类间差异,使模型在训练过程中过分关注类间差异大的类别之间的区分而造成类间差异小的类别相互混淆,图 15 中的中间结果混淆矩

阵中的数据也可证实这一结果。

而本文提出的智能检错方法解决了1.1节中分析的两点问题,降低了Resize操作的影响并提升了相似目标间的分类能力,在最终结果的检错测试中,该方法的mAP达到92.7%。

4 结论

(1)为替代航空发动机VSV调节机构连杆的人工检错,本文提出了一种基于多模型级联的智能检错方法。在发动机实际装配环境的测试中,该智能检错方法的模型综合性能mAP值达到92.7%,表现出良好的性能。

(2)针对连杆和螺纹特征检测任务,选用了YOLOv5s模型进行改进,提出了MDSC替代原来下采样模块的标准卷积,设计了一种轻量化的解耦头来代替原来的耦合头。经过试验验证了上述改进均对模型性能有所提升,改进后的YOLOv5s模型在连杆、螺纹检测数据集上的mAP达到了97.9%,相对于YOLOv5s、YOLOv8s分别提高了3.4%和1.5%。

(3)针对螺纹旋向分类和连杆防松钢丝实际安装状态分类的问题,二者均采用ConvNeXt-T模型,使用 7×7 的深度卷积取代了分类头的全局平均池化,增强了空间信息,经试验验证其性能得到提升,在连杆分类数据集和螺纹分类数据集上的准确率分别达到97.5%和95.4%。

(4)设计了检测网络和分类网络结果的后处理模块,筛选出质量高的螺纹框和连杆框,并得到最终检错结果,提高了整体模型的泛化性和鲁棒性。

参考文献

[1] 金帅,张振兴,李家瑞,等.航空发动机喘振故障外场诊断与分析[J].航空发动机,2021,47(S1):53-56.

JIN Shuai, ZHANG Zhenxing, LI Jiarui,

et al. Field diagnosis and analysis of aeroengine surge fault[J]. Aeroengine, 2021, 47(S1): 53-56.

[2] 崔金辉,韩鹏江.航空发动机消喘措施试验验证[J].航空发动机,2022,48(5):58-64.

CUI Jinhui, HAN Pengjiang. Experimental verification of surge suppression actions for aeroengine[J]. Aeroengine, 2022, 48(5): 58-64.

[3] UROUKOV I, SPELLER R. A preliminary approach to intelligent X-ray imaging for baggage inspection at airports[J]. Signal Processing Research, 2015, 4: 1.

[4] HE K M, ZHANG X Y, REN S Q, et al. Deep residual learning for image recognition[C]//2016 IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR). Nevada: IEEE, 2016: 770-778.

[5] HE K M, GKIOXARI G, DOLLAR P, et al. Mask R-CNN[C]//2017 IEEE International Conference on Computer Vision (ICCV). Venice: IEEE, 2017: 2961-2969.

[6] REDMON J, DIVVALA S, GIRSHICK R, et al. You only look once: Unified, real-time object detection[C]//2016 IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR). Nevada: IEEE, 2016: 779-788.

[7] LIN T Y, GOYAL P, GIRSHICK R, et al. Focal loss for dense object detection[C]//2017 IEEE International Conference on Computer Vision (ICCV). Venice: IEEE, 2017: 2980-2988.

[8] 赵耀霞,吴桐,韩焱.基于卷积神经网络的复杂构件内部零件装配正确性识别[J].电子学报,2018,46(8):1983-1988.

ZHAO Yaoxia, WU Tong, HAN Yan. Identifying the correctness of fit of internal components based on a convolutional neural network[J]. Acta Electronica Sinica, 2018, 46(8): 1983-1988.

[9] 魏中雨,黄海松,姚立国.基于机器视觉和深度神经网络的零件装配检测[J].组合机床与自动化加工技术,2020(3):74-77,82.

WEI Zhongyu, HUANG Haisong, YAO Ligu. Component assembly inspection based on deep neural network[J]. Modular Machine Tool & Automatic Manufacturing Technique, 2020(3): 74-77, 82.

[10] SUN Y H, LI M X, DONG R W, et al. Vision-based detection of bolt loosening using YOLOv5[J]. Sensors, 2022, 22(14): 5184.

[11] CHEN C J, LI C Z, LI D N, et al.

Mechanical assembly monitoring method based on depth image multiview change detection[J]. IEEE Transactions on Instrumentation Measurement, 2021, 70: 3096872.

[12] 郭宇杰,陈平,魏交统,等.基于CT反演的引信装配正确性快速检测技术[J].测控技术,2023,42(3):87-92.

GUO Yujie, CHEN Ping, WEI Jiaotong, et al. Fast detection technology of fuze assembly correctness based on CT inversion[J]. Measurement & Control Technology, 2023, 42(3): 87-92.

[13] LI S F, ZHENG P, ZHENG L Y. An AR-assisted deep learning-based approach for automatic inspection of aviation connectors[J]. IEEE Transactions on Industrial Informatics, 2021, 17(3): 1721-1731.

[14] 黄小东,宁勇,刘杰,等.航空发动机智能化装配技术体系构建探索[J].航空发动机,2020,46(1):91-96.

HUANG Xiaodong, NING Yong, LIU Jie, et al. Research on construction of intelligent assembly technology system of aeroengine[J]. Aeroengine, 2020, 46(1): 91-96.

[15] LIU W, ANGUELOV D, ERHAN D, et al. SSD: Single shot multibox detector[C]//Proceedings of Computer Vision-ECCV 2016: 14th European Conference. Amsterdam: ECCV, 2016: 21-37.

[16] WEI X S, SONG Y Z, MAC AODHA O, et al. Fine-grained image analysis with deep learning: A survey[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2022, 44(12): 8927-8948.

[17] RUKUNDO O. Effects of image size on deep learning[J]. Electronics, 2023, 12(4): 985.

[18] LIU Z, MAO H Z, WU C Y, et al. A ConvNet for the 2020s[C]//2022 IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR). Nevada: IEEE, 2022: 11966-11976.

[19] SOOD S, SINGH H. Effect of kernel size in deep learning-based convolutional neural networks for image classification[J]. ECS Transactions, 2022, 107(1): 8877-8884.

[20] GE Z, LIU S T, WANG F, et al. YOLOX: Exceeding YOLO series in 2021[EB/OL]. (2021-08-06)[2023-12-18]. <https://doi.org/10.48550/arXiv.2107.08430>.

[21] CHOLLET F. Xception: Deep learning with depthwise separable convolutions[C]//2017

IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR). Hawaii: IEEE, 2017: 1251–1258.

[22] HOWARD A G, ZHU M L, CHEN B, et al. MobileNets: Efficient convolutional neural networks for mobile vision applications[EB/OL]. (2017-04-17)[2023-12-18]. <https://doi.org/10.48550/arXiv.1704.04861>.

[23] ZHANG H Y, WANG Y, DAYOUB F, et al. VarifocalNet: An IoU-aware dense object detector[C]//2021 IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR). Tennessee: IEEE, 2021: 8514–8523.

[24] DONG C, DUOQIAN M. Control distance IoU and control distance IoU loss

for better bounding box regression[J]. Pattern Recognition, 2023, 137: 109256.

[25] LIU Z, LIN Y T, CAO Y, et al. Swin transformer: Hierarchical vision transformer using shifted windows[C]//2021 IEEE/CVF International Conference on Computer Vision (ICCV). Montreal: IEEE, 2021: 10012–10022.

[26] BOCHKOVSKIY A, WANG C Y, LIAO H Y M. YOLOv4: Optimal speed and accuracy of object detection[EB/OL]. (2020-04-23)[2023-12-18]. <https://doi.org/10.48550/arXiv.2004.10934>.

[27] ZHANG H, CISSE M, DAUPHIN Y N, et al. Mixup: Beyond empirical risk minimization[EB/OL]. (2020-04-23)[2023-12-

18]. <https://doi.org/10.48550/arXiv.1710.09412>.

[28] SZEGEDY C, VANHOUCKE V, IOFFE S, et al. Rethinking the inception architecture for computer vision[C]//2016 IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR). Nevada: IEEE, 2016: 2818–2826.

[29] LOU H T, DUAN X H, GUO J M, et al. DC-YOLOv8: Small-size object detection algorithm based on camera sensor[J]. Electronics, 2023, 12(10): 2323.

通讯作者: 武殿梁, 副教授, 博士, 研究方向为数字化制造与智能制造。

An Intelligent Fault-Detection Method for Assembly of VSV Adjusting Mechanism Based on Multi-Model Cascade

ZOU Kai¹, WU Dianliang¹, XU Hanzhong¹, ZHOU Shuo², YU Haiwen¹

(1. Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200241, China;

2. AECC Shanghai Commercial Aircraft Engine Manufacturing Co., Ltd., Shanghai 201306, China)

[ABSTRACT] The assembly process of the variable stator vane (VSV) adjusting mechanism of aero-engine requires manual detection of the anti-loosening wire assembly correctness of the connecting rod, which is inefficient and error-prone. An intelligent fault-detection method based on multi-model cascade is proposed to replace the manual detection operation. The method is a model integration of multiple convolutional neural networks, which consists of three parts: detection module, classification module, and post-processing of comparison & fault detection. Firstly, the depthwise separable convolution with lightweight decoupling head mixing different sizes of convolutional kernels is proposed on the detection module to improve YOLOv5s, and the improved YOLOv5s achieves an average accuracy of 97.9% on the test set, which is improved by 3.4% and 1.5% compared to YOLOv5s and YOLOv8s, respectively. Secondly, the ConvNeXt classification head is improved by using 7×7 deep convolution instead of global average pooling on the classification module, and the performance is improved, reaching an accuracy of 97.5% and 95.4% on the connecting rod dataset and the thread dataset, respectively. Finally, the results of the two classification models are matched in the post-processing module to obtain the assembly detection result. The intelligent fault-detection method is verified by the image dataset collected from the field assembly workshop, and the results show that the average precision of the proposed method reaches 92.7%, which further verifies the reliability of the proposed method.

Keywords: Multi-model cascade; YOLOv5; ConvNeXt; Assembly correctness detection;

Variable stator vane (VSV) adjusting mechanism

(责编 向阳)

引文格式: 孟庆勋, 徐贺, 张辉, 等. CFRP 壁板螺栓填隙补偿连接过程变形及局部应力分析[J]. 航空制造技术, 2024, 67(16): 130-137.

MENG Qingxun, XU He, ZHANG Hui, et al. Analysis of deformation and localized stress during gap compensation joining process of CFRP panel bolting[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2024, 67(16): 130-137.

CFRP 壁板螺栓填隙补偿连接过程变形及局部应力分析*

孟庆勋¹, 徐贺¹, 张辉², 刘超¹, 刘天培¹

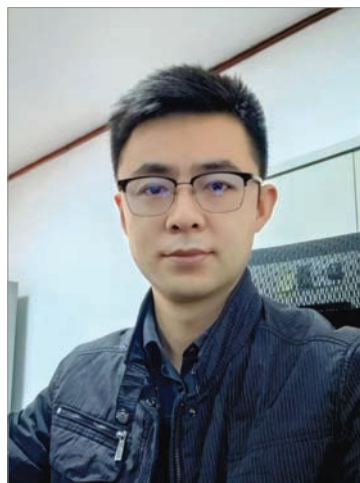
(1. 沈阳航空航天大学, 沈阳 110136;

2. 航空工业沈阳飞机工业(集团)有限公司, 沈阳 110034)

[摘要] 碳纤维复合材料(CFRP)广泛应用于飞机壁板结构,受成型工艺限制,构件贴合面处会出现不同程度的装配间隙,在实际工程中间隙超过一定阈值时需要进行填隙补偿处理,加垫后壁板装配变形及应力集中情况复杂,影响后续飞机服役性能。对此,进行填隙补偿后螺栓紧固顺序对CFRP壁板装配质量影响仿真分析和试验验证。经分析可知,壁板偏移为以右上端点为圆心向左下方的旋转变形。法向变形出现在壁板左右两侧和螺栓孔周围,改变螺栓紧固顺序法向变形值最大值减小约63.4%。紧固顺序对壁板整体应力分布情况影响较小,对螺栓孔周应力分布和壁板装配变形分布影响较大,对称性连接比按顺序连接更有优势。孔周应力分布与间隙跨度和间隙量密切相关,随着间隙量的提高,应力值和传递的范围逐渐增大。

关键词: 填隙补偿; CFRP 壁板; 紧固顺序; 装配变形; 应力分布

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2024.16.130



孟庆勋

副教授,博士,研究方向为飞机智能化装配技术。

随着新型材料的出现和制造技术的不断发展,碳纤维复合材料(CFRP)因具有轻量化、抗疲劳及比强度高高性能,在航空航天领域的使用占比逐渐升高,应用于机身蒙皮、机翼壁板等主承力结构的制造^[1-2]。但由于CFRP材料内部纤维树脂膨胀系数不同,加工固化后会因精度不高造成尺寸偏差,组装时与铝合金构件连接位置不可避免地产生装配间隙^[3]。对于装配间隙,航空工业有着严格的规范要求。当间隙小于一定值时,无需填隙处理可直接使用螺栓紧固进行强制装配;但间隙超过一定值后,需要进行加垫填隙处理,避免出现较大的装配变形和应力集中情况^[4-5]。CFRP壁板多螺栓装配过程中,不同

紧固顺序对装配间隙传递的影响不同,孔周区域的变形量复杂,连接过程应力集中点位动态变化,增加了壁板装配质量情况的不确定性。研究填隙补偿处理后不同紧固顺序对CFRP壁板装配质量的影响对后续飞机的服役性能尤为重要。

目前,关于加垫补偿处理对飞机装配质量的影响已有相关研究。其中,Cheng等^[6]建立了非均匀间隙下螺栓连接装配模型,通过试验及仿真计算对比,分析了不同材料和参数的垫片对飞机壁板装配质量的影响。Yue等^[7]研究了预紧力和垫片类型对复合材料与铝合金单搭接接头结构性能的影响,发现预紧力不足和过大时,接头处刚度和峰值荷载均

* 基金项目: 国防基础科研项目(JCKY2023205B005); 辽宁省科技厅项目(LJKZ0213)。

较低。同时,采用液体垫片时,适当增加预紧力可以提高接头处力学性能。Chang 等^[8]探究了存在装配间隙的复合材料翼盒在不同螺栓拧紧顺序和安装力矩时表面装配应力的分布情况,结果显示在无垫片的情况下,仅靠施加预紧力不能完全消除间隙,仍存在局部应力集中的情况。Liu 等^[9]利用激光扫描技术测量了存在孔位误差时复合材料在多螺栓接头不同紧固顺序下的变形,结果显示孔位误差引起接头处产生竖向变形,强制安装上下孔会引起挤压不均匀而导致的变形不对称,同时不同紧固顺序导致复合接头处的变形分布不同。

上述研究侧重于垫片种类、预紧力等因素对螺栓连接力学性能的影响。加垫后壁板贴合面处还存在少部分装配间隙,多螺栓连接时贴合面处产生“气泡效应”的问题^[10],使得紧固后部分区域装配间隙变得更大,影响最终的装配质量。对此,本文以飞机局部壁板结构为研究对象,基于 ABAQUS 平台进行有限元分析,并进行试验验证,研究了 9 种常见的螺栓紧固顺序对壁板整体变形及应力集中情况的影响,为现场实际装配工作提供参考。

1 研究模型及紧固顺序

飞机壁板结构尺寸较大,形状较为复杂,且装配间隙出现的位置呈随机分布。为能更好模拟填隙补偿对装配质量的影响,同时综合考虑数值计算精度、效率和可实现性,采用“局部-整体”的研究思路,选择生产现场替换的某型机机翼局部壁板结构作为研究模型,如图 1 所示。截取的局部壁板结构尺寸为 1000 mm × 500 mm × 3.2 mm,包含长桁一体成型的壁板和 3 条翼肋。填隙补偿采用正方形固体垫片,边长为 14 mm,厚度为施加螺栓孔周最小间隙值,每个螺栓对应不同厚度垫片,共计 51 个。翼肋与壁板由 $\phi 6$ mm 的螺栓连接,

3 条翼肋的连接孔总计 51 个,孔径为 6.2 mm,相邻孔距为 24 mm。

作为研究模型,截取出来的机翼壁板装配间隙大小及位置分布未知,本文采用激光位移三维扫描方法进行测量评估。根据测量结果,3 条翼肋连接处的间隙值如图 2 所示。

针对局部壁板加垫补偿后不同紧固顺序装配连接计算需求,对研究模型相关构件进行编号处理,如图 3 所示。3 条翼肋从右到左依次编号为 1#、2#、3 号,螺栓孔以从上到下、从右到左的次序编号为 1#、2#、3#、...、51#。紧固顺序以两个维度进行规划,单条翼肋方向顺序:正向顺序,即螺栓由 1# 孔顺次连接至 17# 孔;中间向外,即由中间孔位 9# 开始,以 8#、10# 顺序依次上下交替向外拧紧直至 1#、17# 孔连接完成;两侧向内,即由两侧孔位 1#、17# 开始依次上下交替

向内拧紧直至 9# 孔连接完成。同理,翼肋顺序设置 3 组不同连接次序进行连接。综上,共设计 9 种紧固顺序进行装配连接,具体分组如表 1 所示。

2 壁板结构装配连接有限元计算

2.1 仿真模型建立

依据上述研究模型几何特征,基于 ABAQUS 2020 建立有限元模型,进行填隙补偿处理后装配过程的有限元计算,分析壁板装配质量。为简化仿真模型,提高运算效率,将螺杆、螺母和垫圈组合为整体。模型中构件间接触形式较为简单,为获得较好的应力分布情况,采用 C3D8R 线性缩减积分单元进行网格划分。应力集中主要发生在螺杆与壁板结构接触区域,以螺栓孔中心为圆心切割半径为 5 mm 的圆,在圆周位置增加

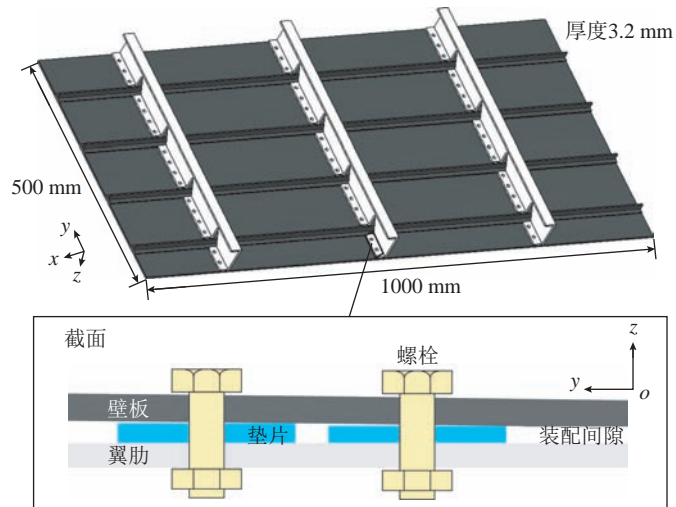
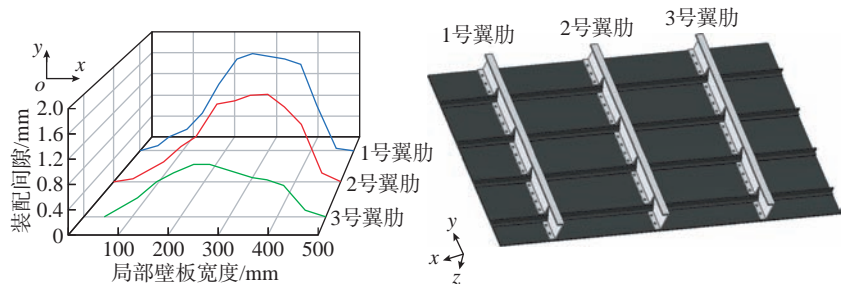


图 1 局部壁板研究模型

Fig.1 Local panel research model



(a) 装配间隙测量值

(b) 壁板及翼肋结构示意图

图 2 翼肋连接处间隙值

Fig.2 Gap value of wing rib junction

种子排布的密度进行网格细化处理。所有构件网格规划好后进行网格质量准确性检查,整体模型中总单元数为127710,网格划分情况如图4所示。

2.2 材料参数设置

仿真模型建立完成后设置各个部件的材料参数。螺栓部件为钛合金 Ti-6Al-4V 材料,其弹性模量为 110 GPa,泊松比为 0.29,弹性极限为 950 MPa^[11];翼肋和固体垫片材料均为铝合金 7050-T7 材料,其弹性模量为 110 GPa,泊松比为 0.34^[12]。复合材料壁板为 CCF300 碳纤维层合板,单层厚度为 0.4 mm,铺层顺序为 [45/0/-45/90]_{2s},总厚度为 3.2 mm,材料力学参数如表 2 所示^[13]。

2.3 接触属性及载荷施加

强制装配时,壁板与翼肋装配过程中存在 3 组接触面,分别为螺杆与壁板、螺杆与翼肋、壁板与翼肋。加垫后内部接触关系更为复杂,增加了垫片与壁板、垫片与翼肋这两组接触面。上述 5 种接触随着贴合面滑移和载荷变化不断发生改变,相对滑动位移较小,因此采用小滑移接触公式,将接触定义为法向硬接触和切向基于罚函数(Penalty)的摩擦接触。设置壁板、翼肋与垫片间的摩擦系数为 0.2,其余摩擦系数均设为 0.1^[14]。仿真计算重点关注壁板局部结构装配质量,为简化计算,对 3 条翼肋施加刚体约束,并限制其 U_x 、 U_y 和 U_z 3 个平移自由度。同时为模拟螺栓紧固过程,分别在螺栓上下两端与壁板、翼肋接触表面(从属表面与从属点集合)施加 ABAQUS 软件中的 Coupling 耦合约束。

螺栓预紧载荷通过 ABAQUS 软件中的 Bolt load 功能进行施加,数值采用航空标准化规定的最大值 8000 N^[15]。为计算不同紧固顺序对装配质量的影响,每个螺栓紧固单独设置 1 个分析步,共计 51 个分析步。每个分析步上按照不同紧固顺序的螺栓编号依次施加载荷,其他紧固顺

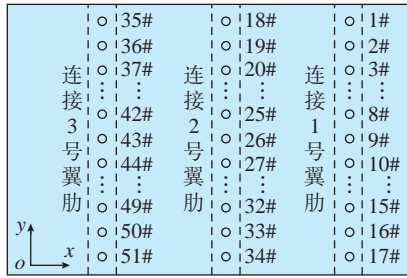


图 3 部件编号示意图

Fig.3 Diagram of part numbering

序计算可通过更改分析步中施加载荷的对应螺栓编号次序来实现,模型整体边界条件及载荷施加如图 5 所示。

2.4 失效判定及刚度退化准则

本文选取一种基于 3D Hashin 失效准则和刚度退化的渐进损伤模型进行分析^[16]。该失效准则可以判定纤维拉伸失效、纤维压缩失效、基体拉伸失效和基体压缩失效 4 种模式,对应以下计算公式。

(1) 纤维拉伸失效 ($\sigma_{11} \geq 0$)。

$$e_{ft} = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_t} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}} \right)^2 \geq 1 \quad (1)$$

(2) 纤维压缩失效 ($\sigma_{11} < 0$)。

$$e_{fc} = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_c} \right)^2 \geq 1 \quad (2)$$

(3) 基体拉伸失效 ($\sigma_{22} + \sigma_{33} \geq 0$)。

$$e_{mt} = \frac{(\sigma_{22} + \sigma_{33})^2}{Y_t^2} + \frac{\sigma_{23}^2 - \sigma_{22}\sigma_{33}}{S_{23}^2} + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}} \right)^2 \geq 1 \quad (3)$$

(4) 基体压缩失效 ($\sigma_{22} + \sigma_{33} < 0$)。

$$e_{mc} = \frac{1}{Y_c} \left[\left(\frac{Y_c}{2S_{23}} \right)^2 - 1 \right] (\sigma_{22} + \sigma_{33}) + \frac{(\sigma_{22} + \sigma_{33})^2}{4S_{23}^2} + \frac{\sigma_{23}^2 - \sigma_{22}\sigma_{33}}{S_{23}^2} + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}} \right)^2 \geq 1 \quad (4)$$

式中, σ_{11} 为纤维方向应力; σ_{22} 为基体方向应力; σ_{33} 为法向应力; σ_{12} 、 σ_{13} 、 σ_{23} 为切应力分量。 e_k ($k=ft, fc, mt, mc$) ≥ 1 时表示壁板发生对应类型失效,此时采用刚度折减的方式进

表 1 紧固顺序分组

Table 1 Fastening sequence grouping

编号	翼肋紧固顺序	翼肋方向紧固顺序
1	1→2→3	正向顺序
2	1→2→3	两侧向内
3	1→2→3	中间向外
4	1→3→2	正向顺序
5	1→3→2	两侧向内
6	1→3→2	中间向外
7	2→1→3	正向顺序
8	2→1→3	两侧向内
9	2→1→3	中间向外

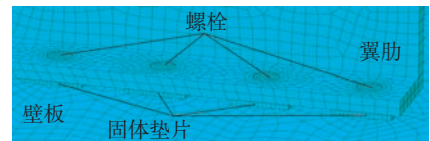


图 4 有限元模型网格划分

Fig.4 Finite element model meshing

表 2 碳纤维单层板力学参数^[13]

Table 2 Mechanical parameters of carbon fiber monolayer plate^[13]

力学参数	数值
纵向模量 E_1 /GPa	125
横向模量 $E_2=E_3$ /GPa	8.7
剪切模量 $G_{12}=G_{13}$ /GPa	3.36
剪切模量 G_{23} /GPa	3.15
泊松比 $\nu_{12}=\nu_{13}$	0.31
泊松比 ν_{23}	0.45
纵向抗拉强度 X_t /MPa	2500
纵向抗压强度 X_c /MPa	1631
横向抗拉强度 Y_t /MPa	50
横向抗压强度 Y_c /MPa	230
抗剪强度 $S_{12}=S_{13}$ /MPa	100
抗剪强度 S_{23} /MPa	120

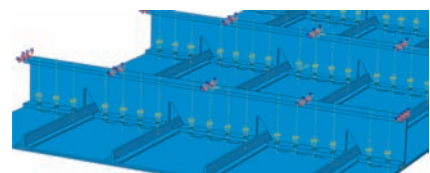


图 5 边界条件及载荷施加

Fig.5 Boundary conditions and load application

行性能退化处理^[17],刚度矩阵通过内部相应元素与损伤变量 d_k 有关的系数相乘来计算刚度降低值,失效后刚度矩阵 C^d 为

$$d_k = 1 - \frac{1}{e_k} \exp\left(\frac{C_{ij} \varepsilon_i^2 (1 - e_k) L^C}{G_k}\right) \quad (5)$$

$$C_{ij}^d = (1 - d_k) C_{ij}^0 \quad (6)$$

式中, d_k 为各种失效模式的损伤变量; C_{ij}^0 为失效前刚度矩阵元素; C_{ij}^d 为失效后的刚度矩阵元素; ε_i 为正应变; L^C 为特征长度; G_k 为各失效模式的断裂能。损伤变量 d_k 以指数形式更新,取值范围为0~1递增, $d_k=1$ 时代表单元完全失效。

3 壁板结构装配连接试验

为验证壁板连接过程装配质量计算结果,进行了对应的装配连接试验。选择生产现场替换的局部壁板作为试验对象并搭建与仿真分析一致的测量平台,尺寸为1000 mm × 500 mm × 3.2 mm,材料为CCF300碳纤维层合板,铺层顺序为[45/0/-45/90]_{2s}。翼肋选用铝合金7050-T7材料,连接过程近似为刚性件连接,其几何构型按数模加工,贴合面处加工为平面,然后安装在支撑型架上。与现场实际装配一致,设置3条翼肋与局部壁板结构连接。螺栓为Ti-6Al-4V材料,直径为6 mm。贴合面处制备3排螺栓孔,孔径为6.2 mm,相邻孔距为24 mm,共51个。完成连接孔制备后,在壁板表面均匀喷涂白色哑光漆,风干后在白漆表面喷涂黑色散斑。装配连接过程采用CSI公司的VIC-3D数字图像相关(DIC)系统测量,根据现场装配工艺要求,在不影响间隙值的情况下使用穿心夹将壁板与翼肋进行预连接,然后进行对应填隙补偿。进行工业相机、三脚架、LED光源和计算机等监测设备的连接,调整LED光源角度和工业相机光圈进行对焦,保证DIC图像分析软件左右两侧显示界面内散斑稳定、

清晰、无过度曝光,整体试验平台如图6所示。最后手持标定板在飞机壁板前进行空间位置标定,定义三维测量坐标系。

试验平台搭建好后启动DIC测量系统,在试验工装后使用测扭矩扳手按照装配现场要求的扭矩数值进行安装并逐个手动拧紧螺栓,保证每个螺栓紧固时扭矩值一致。DIC系统监测时两台工业相机每3 s自动采集1张图像,直至最后1个螺栓紧固后停止试验。每种拧紧顺序为1组试验,共9组。为了保证试验数据的高精度,每组试验重复3次,试验后使用DIC图像分析软件进行数据处理,得到各组不同顺序螺栓紧固后整个局部壁板结构的表面位移场。



图6 壁板装配试验测量平台
Fig.6 Panel assembly experimental measurement platform

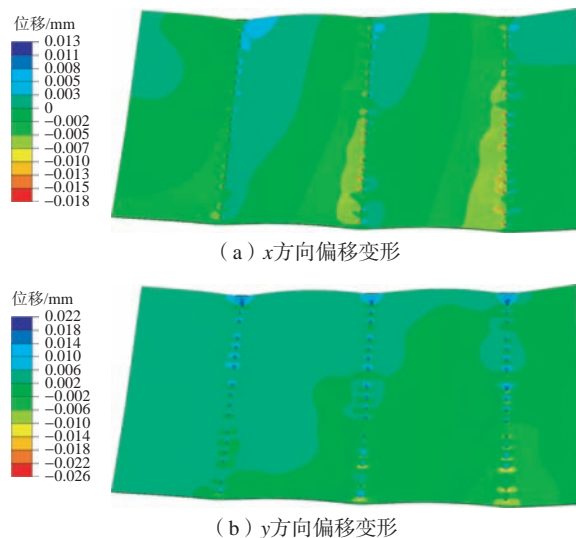


图7 壁板x、y两个方向偏移变形云图

Fig.7 Cloud maps of panel offset deformations in the x and y directions

4 结果与讨论

4.1 壁板偏移变形分析及模型验证

大尺寸飞机壁板多螺栓装配过程中,填隙补偿后贴合面仍存在残余装配间隙,x、y两个方向会出现一定的空间偏移变形,影响最终装配质量。本文选择1→2→3中间向外顺序,对x、y两个方向偏移情况进行分析。为使偏移变形云图更直观清晰,在ABAQUS软件中将变形效果放大,处理后的三维偏移变形云图如图7所示。

由图7可知,壁板边缘翼肋两端位置由于翘曲变形向内偏移明显,较其他位置向内偏移严重。壁板x、y两个方向偏移变形数值量级小,变形云图呈现效果不明显,无法对偏移变形进行直观清晰的对比分析。因此,选择对绘制的不同紧固顺序的壁板偏移变形曲线进行分析,设定x轴为壁板边缘位置坐标,y轴为壁板边缘位置偏移量数值。以壁板左上角为零点,顺时针顺序(左上→右上→右下→左下→左上)进行绘制。同时选取试验所得局部壁板四边端点及中间点偏移量进行对比分析,以验证仿真计算的准确性。所得9种

紧固顺序壁板 x 、 y 两个方向偏移量曲线如图 8 所示,壁板端点及中间点偏移量数值如表 3 所示。

由图 8 和表 3 可知,1→2→3 正向顺序和 1→3→2 中间向外两种紧固顺序仿真偏移量曲线与试验选取点偏移量吻合程度较好,在变形量超过 0.01 mm 情况下,两种研究方式所得偏移量数值相对误差均小于 10%,此时仿真计算对于局部壁板连接过程分析是有效的。9 种紧固顺序壁板各边偏移趋势保持一致,而偏移数值表现出明显差异。具体表现:在壁板顶端区域每种紧固顺序偏移量均为负值,除 3 条翼肋所在边缘位置出现波动外,其余位置偏移量数值呈递减趋势;壁板右侧边缘区域 3 种正向顺序偏移量在中间位置处由负值变为正值,其余路径整个范围均为负值,且数值在 0.01 mm 内;壁板底部区域偏移量整体趋势递增,3 条翼肋边缘位置曲线存在波动,其中正向顺序偏移量均为正值,其余顺序波动处达到负值;壁板左侧边缘位置 9 种紧固顺序偏移量呈递减趋势,整体数值在 0.02 mm 以内。壁板顶端与底部区域范围内 3 条翼肋所在位置边缘处偏移曲线出现波动,说明翼肋处由于螺栓紧固壁板导致内部凹陷变形大,翼肋两端区域翘曲明显,两端较其他位置向内偏移严重。壁板上下边缘偏移量曲线除翼肋两端位置外相互对称,偏移量数值相同,说明壁板在 xoy 面内主要表现为以右上端点为圆心向左下方的旋转变形,左下端点偏移量最大可达 0.05547 mm。

经对比分析可知,以正向顺序紧固螺栓装配连接壁板时的偏移变形较大,其中以 1→2→3 翼肋顺序连接最大;其次为 1→3→2 顺序,以 2→1→3 顺序连接最小。其余紧固顺序偏移量数值均保持在 0.02 mm 以内,其中以 1→3→2 中间向外顺序连接产生的偏移变形最小。可见对称性连接比按顺序连接产生的偏移

变形更小,单条翼肋螺栓顺序以中间向两端连接产生的变形更小。不同点位的对称连接中偏移变形以两侧向内的翼肋顺序连接更小,原因在于两侧翼肋连接好后壁板位置已提前确定,因此最终壁板偏移变形最小。

4.2 壁板法向变形分析

壁板 x 、 y 两个方向出现空间偏移变形的同时,残余装配间隙的存在会导致贴合面产生“气泡效应”,紧固后产生法向装配变形,影响最终的装配质量。因此本文进行了加垫装

配 9 种紧固顺序壁板法向变形的分析,结果如图 9 所示。

结合图 9 分析可知,壁板填隙补偿后相互贴合的壁板和翼肋间仍存在部分装配间隙,在螺栓载荷预紧力的作用下,壁板孔周区域材料挤压产生凹陷变形并向四周逐层递减,间隙量变化对应壁板内部区域法向变形变化,法向变形为负值。同时壁板四周区域材料由于内部凹陷变形使得径向处于拉伸状态,导致左右两侧出现翘曲变形,法向变形为正值。加垫后除壁板左右两侧和螺栓孔周围出现

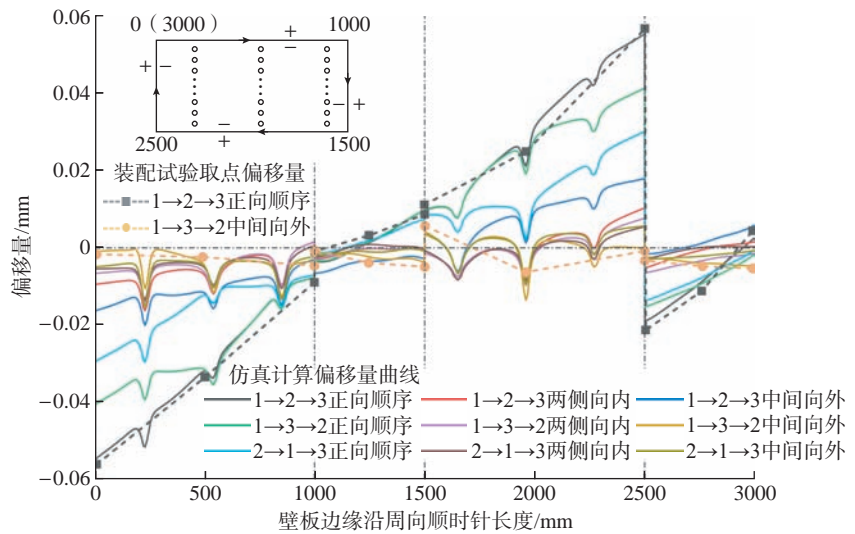


图 8 局部壁板边缘偏移量曲线
Fig.8 Local panel edge offset curve

表 3 试验数据和仿真结果偏移量对比分析

Table 3 Contrastive analysis of offset between test data and simulation result mm

周向位置	1→2→3 正向顺序偏移量		1→3→2 中间向外偏移量	
	试验数据	仿真结果	试验数据	仿真结果
0	-0.05618	-0.05485	-0.00178	-0.000957
500	-0.03363	-0.0319	-0.00349	-0.00456
1000	-0.00907	-0.00866	-0.00475	-0.00352
1250	0.0031	0.00187	-0.00397	-0.00236
1500	0.01105	0.00983	-0.00501	-0.00373
2000	0.0288	0.03192	-0.0064	-0.00627
2500	0.05665	0.05547	-0.00343	-0.00212
2750	-0.01029	-0.00945	-0.00485	-0.00389
3000	0.00428	0.00372	-0.00544	-0.00443

装配变形集中现象,其余测量区域内变形分布较为均匀,处于允许范围内。

对比加垫后法向变形的正负值及其分布位置可知,对于壁板内部凹陷变形区域大小不同、紧固顺序存在差异,其中以1→2→3正向顺序凹陷变形区域最大,以2→1→3中间向外顺序紧固凹陷变形区域最小,总体来说多螺栓按顺序连接的变形区域最大,其次为两侧向内进行对称连接,变形区域最小的是从中间向外对称连接。壁板内部9种紧固顺序凹陷变形最大值均为0.208 mm,说明凹陷变形与间隙量变化直接相关,紧固顺序对间隙处凹陷变形最大值无明显影响。而壁板左右边缘翘曲变形差别较大,与凹陷变形区域大小分布一致,无论螺栓顺序还是翼肋顺序,按顺序依次连接边缘的翘曲变形区域最大,其次为两侧向内进行对称连接,以中间向外对称连接的翘曲变形最小。9种紧固顺序中以1→2→3正向顺序紧固的边缘变形最大,为0.637 mm,以2→1→3中间向外顺序紧固的边缘变形最小,为0.233 mm。通过改变螺栓紧固顺序,壁板法向变形值最大值减小约63.4%,可见改变紧固顺序能有效减小装配变形。总体来说,装配时以对称形式进行螺栓紧固比按顺序依次连接装配导致的变形小,以两侧向内顺序对称连接会导致装配间隙集中于一点,而从间隙值最大处向外对称连接使得间隙向两端传递减弱,呈气泡效应,因此对称连接中以中间向外连接较两侧向内顺序更有优势。

4.3 壁板装配应力分析

加垫后随着螺栓夹紧力紧固壁板表面依然会产生一定的法向变形,从而导致壁板表面出现残余应力集中情况,影响最终的装配质量。因此本文进行了9种紧固顺序下壁板装配应力集中情况的分析,应力云图如图10所示。

由图10可知,加垫处理后不同

紧固顺序对应的装配应力大小及分布情况存在差异,以2→1→3中间向外顺序连接产生的最大应力值最小,为262.377 MPa。以1→3→2两侧向内顺序连接产生的最大应力值最大,为266.895 MPa。规划的9种紧固顺序应力分布云图相似度高,平均最大应力值接近,说明螺栓连接顺序对壁板整体应力分布的影响相对较小。局部壁板装配应力主要分布在螺栓孔周区域,其余区域应力集中情况较小。为能更清晰对比分析紧固顺序对孔周应力分布影响情况,选择1号翼肋的1#、2#、3#螺栓孔进行分析,绘制图11所示的9种连接顺序下1#、2#、3#孔周应力分布云图。

由图11横向对比可知,按照1→2→3和1→3→2顺序装配翼肋(即先装配1号翼肋),3种螺栓紧固顺序所得孔周应力大体相同;而先装配2号翼肋所得孔周应力则与上述两种情况存在明显不同。这说明翼肋的装配顺序对连接孔周应力有较大影响。竖向对比分析可知,3种顺序孔周应力分布存在差异,其中以两侧向内顺序紧固2#孔周围较另外两种顺序应力值小,说明单条翼肋上螺栓紧固顺序对应应力值有一定影响。综上,局部壁板在填隙状态下的螺栓紧固顺序对应力分布的影响相对较小,而对螺栓孔周应力分布和结构整体在空间上的变形影响较大。螺栓连接孔周的应力分布与壁板翼肋的

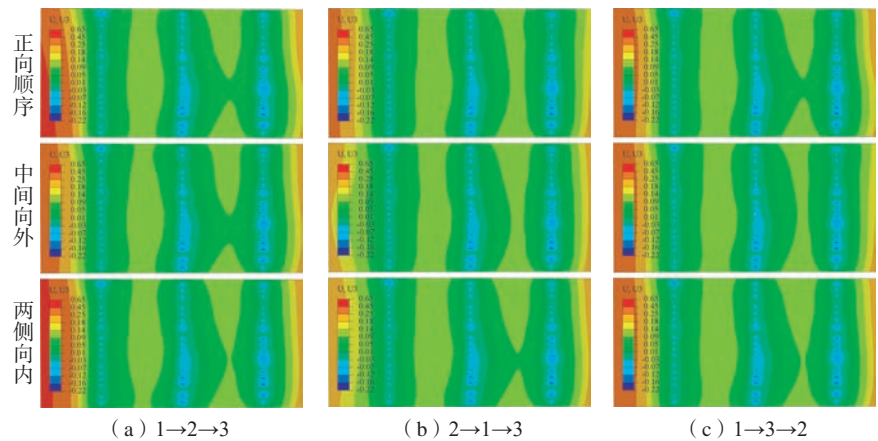


图9 壁板法向装配变形云图(mm)

Fig.9 Cloud map of normal assembly deformation for panels (mm)

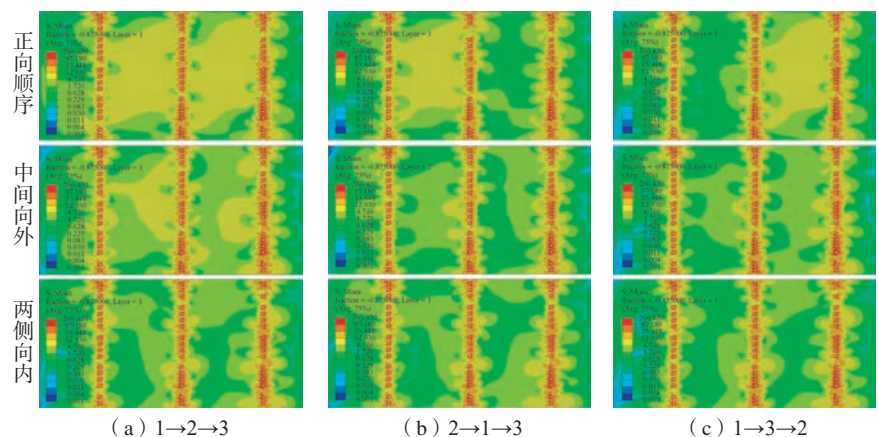


图10 壁板装配应力云图(MPa)

Fig.10 Cloud map of assembly stress for panels (MPa)

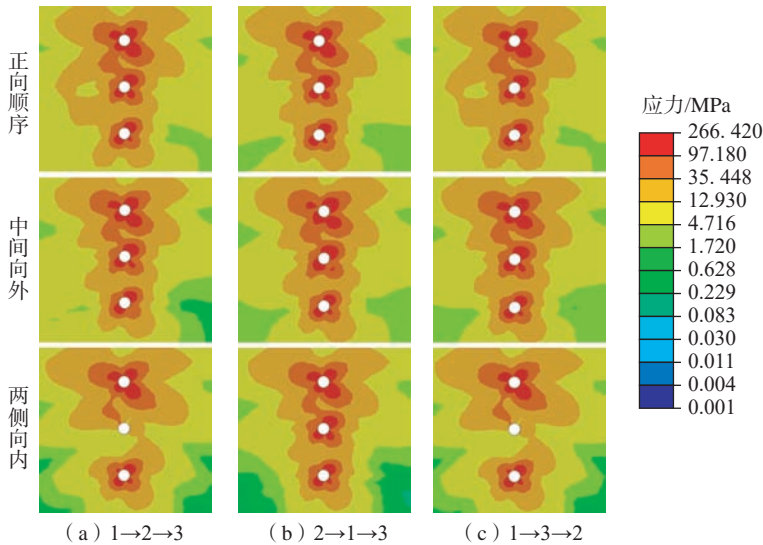


图 11 壁板孔周装配应力云图

Fig.11 Cloud map of hole perimeter assembly stress for panels

间隙跨度和间隙量密切相关,连接孔周仅在与螺栓接触的部位产生较大应力,随着间隙量的提高,应力值和传递的范围逐渐增大。主要原因在于,特定结构与配合间隙下无论何种连接顺序都是将壁板与翼肋的间隙压平,因此产生的整体应力相近。面内偏移和面内变形等空间变形也会导致应力改变,然而这种改变更多的是作用在螺栓与连接孔的界面处,导致界面应力急剧增加。

5 结论

(1) 加垫后以正向顺序紧固螺栓壁板偏移变形较大,其中以 1→2→3 翼肋顺序连接最大,其余紧固顺序偏移量数值均保持在 0.02 mm 以内。翼肋两端壁板边缘较其他位置向内偏移严重,上下边缘偏移量曲线除翼肋两端位置外相互对称,说明壁板在 xoy 面内偏移主要表现为以右上端点为圆心向左下方旋转变形,左下端点偏移量最大可达 0.05547 mm。针对偏移变形,对称性连接比按顺序连接产生的变形更小,单条翼肋螺栓顺序以中间向外连接的变形更小。

(2) 加垫后除壁板左右两侧和螺栓孔周围出现装配变形集中现

象,其余测量区域内变形分布较为均匀。以 1→2→3 正向顺序紧固边缘产生的变形最大,为 0.637 mm;以 2→1→3 中间向外顺序紧固边缘产生的变形最小,为 0.233 mm。装配时以对称形式进行螺栓紧固比按顺序依次连接的法向变形小,改变螺栓紧固顺序,法向变形值最大值减小约 63.4%,可见改变紧固顺序能有效减小装配变形,对称连接中以中间向外连接较两侧向内顺序更有优势。

(3) 加垫填隙后螺栓紧固顺序对壁板整体应力集中情况影响相对较小,以 2→1→3 中间向外顺序连接时的最大应力值最小,为 262.377 MPa;以 1→3→2 两侧向内顺序连接时的最大应力值最大,为 266.895 MPa。紧固顺序对螺栓孔周应力分布和壁板结构在空间上的变形影响较大。连接孔周应力分布与间隙跨度和间隙量密切相关,连接孔周仅在与螺栓接触的部位产生较大应力,随着间隙量的提高,应力值和传递的范围逐渐增大。

本文仅针对已规划的 9 种紧固顺序连接情况进行分析,后续若采用遗传算法进行连接路径次序优化,壁板整体装配质量还有较大提升空间,

即便在实际装配中螺栓和连接孔存在一定间隙,通过紧固顺序的优化亦可对装配质量实现均衡控制。

参考文献

- [1] BARAN I, CINAR K, ERSOY N, et al. A review on the mechanical modeling of composite manufacturing processes[J]. Archives of Computational Methods in Engineering: State of the Art Reviews, 2017, 24(2): 365–395.
- [2] BATUWITAGE C, FAWZIA S, THAMBIRATNAM D, et al. Durability of CFRP strengthened steel plate double-strap joints in accelerated corrosion environments[J]. Composite Structures, 2017, 160: 1287–1298.
- [3] SÖDERBERG R, WÄRMEFJORD K, LINDKVIST L. Variation simulation of stress during assembly of composite parts[J]. CIRP Annals, 2015, 64(1): 17–20.
- [4] DHÔTE J X, COMER A J, STANLEY W F, et al. Investigation into compressive properties of liquid shim for aerospace bolted joints[J]. Composite Structures, 2014, 109: 224–230.
- [5] 曾祥钱. 复合材料构件螺栓连接二次损伤建模与分析 [D]. 大连: 大连理工大学, 2018.
- ZENG Xiangqian. Modeling and analysis on secondary-damage of composite bolted joints[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2018.
- [6] CHENG L, WANG Q, KE Y L. Experimental and numerical analyses of the shimming effect on bolted joints with nonuniform gaps[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science, 2019, 233(11): 3964–3975.
- [7] YUE X D, AN L L, CHEN Z T, et al. Effect of preload and shim types on the mechanical properties of composite-aluminium bolted joints[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science, 2022, 236(2): 1099–1118.
- [8] CHANG J H, LIU X, YANG Y X, et al. The influence of the assembly gaps and tightening operations on the stress distribution during the assembly process[J]. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 2018, 408: 012008.
- [9] LIU C N, LI Y, CHENG Y, et al. Investigation on deformation of composite

multi-bolted joints considering influences of hole-location errors and installation sequence[J]. *Engineering Failure Analysis*, 2022, 140: 106592.

[10] POGARSKAIA T, LUPULEAC S, SHINDER J, et al. Optimization of the installation sequence for the temporary fasteners in the aircraft industry[J]. *Journal of Computing and Information Science in Engineering*, 2022, 22(4): 040901.

[11] KAPIDŽIĆ Z, NILSSON L, ANSELL H. Finite element modeling of mechanically fastened composite-aluminum joints in aircraft structures[J]. *Composite Structures*, 2014, 109: 198–210.

[12] 叶鑫, 安鲁陵, 岳炬德, 等. 填隙补偿对碳纤维/环氧树脂复合材料-铝合金装配结构力学性能的影响[J]. *复合材料学报*, 2020, 37(9): 2183–2199.

YE Xin, AN Luling, YUE Xuande, et al. Effect of gap-filling compensation on mechanical properties of carbon fiber/epoxy composite-aluminum assembly structure[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2020, 37(9): 2183–2199.

[13] 熊明洋, 向忠, 胡旭东, 等. 基于 ABAQUS 的 CCF300 碳纤维层合板低速冲击破坏数值模拟[J]. *轻工机械*, 2017, 35(4): 27–32.

XIONG Mingyang, XIANG Zhong, HU Xudong, et al. Numerical simulation of low velocity impact failure of CCF300 carbon fiber laminate based on ABAQUS[J]. *Light Industry Machinery*, 2017, 35(4): 27–32.

[14] XU W C, WANG D F. Static and dynamic impact performance optimization of CFRP/Al bolt joint coupling structure-lay-up-connection parameters[J]. *Archives of Civil and*

Mechanical Engineering, 2022, 22(3): 118.

[15] 部标准编制组. 部标准《高锁螺栓、螺母》介绍[J]. *航空标准化*, 1981(3): 1–4.

Department Standard Establishment Group. Introduction of ministry standard “high lock bolt and nut” [J]. *Aeronautic Standardization & Quality*, 1981(3): 1–4.

[16] MCCARTHY M A, MCCARTHY C T, LAWLOR V P, et al. Three-dimensional finite element analysis of single-bolt, single-lap composite bolted joints: Part I—Model development and validation[J]. *Composite Structures*, 2005, 71(2): 140–158.

[17] FAROOQ U, MYLER P. Finite element simulation of carbon fibre-reinforced composite laminates subjected to low velocity impact using damage induced static load-deflection methodology[J]. *Thin-Walled Structures*, 2015, 97: 63–73.

Analysis of Deformation and Localized Stress During Gap Compensation Joining Process of CFRP Panel Bolting

MENG Qingxun¹, XU He¹, ZHANG Hui², LIU Chao¹, LIU Tianpei¹

(1. Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China;

2. AVIC Shenyang Aircraft Industry (Group) Co., Ltd., Shenyang 110034, China)

[ABSTRACT] Carbon fiber reinforced polymer (CFRP) is widely used in aircraft panel structures. Due to molding process constraints, there are varying degrees of assembly gaps at component interfaces. In engineering practice, when the gap exceeds a certain threshold, gap-compensation measures are required. The panel assembly experiences complex deformation and stress concentration after gap compensation, affecting subsequent aircraft operational performance. Therefore, simulation analysis and experimental verification on the impact of bolt fastening sequences on CFRP panel assembly quality after gap filling are conducted. Analysis reveals that the panel offsets with a rotational deformation centered at the upper right endpoint towards the lower left. Normal deformations occur on both sides of the panel and around the bolt holes, with the maximum normal deformation value decreasing by approximately 63.4% when changing the bolt fastening sequence. The fastening sequence has a minor influence on the overall stress distribution of the panel, while significantly affects the stress distribution around the bolt holes and the distribution of panel assembly deformations, favoring symmetric joining over sequential joining. The stress distribution around the holes is closely related to the gap span and amount, increasing in magnitude and range as the gap amount rises.

Keywords: Gap compensation; CFRP panel; Fastening sequence; Assembly deformation; Stress distribution

(责编 晓月)

引文格式: 殷俊清, 孙鹏涛, 郭彧瑞, 等. 基于矩独立法的异质叠层复合材料铆接工艺参数灵敏度分析研究[J]. 航空制造技术, 2024, 67(16): 138-146.

YIN Junqing, SUN Pengtao, GUO Yurui, et al. Sensitivity of riveting parameters of heterogeneous laminated composites based on moment independence method[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2024, 67(16): 138-146.

基于矩独立法的异质叠层复合材料 铆接工艺参数灵敏度分析研究*

殷俊清¹, 孙鹏涛¹, 郭彧瑞¹, 张祎增¹, 郭飞燕²

(1. 西安工程大学, 西安 710600;

2. 北京科技大学, 北京 100083)

[摘要] 为解决碳纤维增强复合材料(Carbon fiber reinforced polymer, CFRP)与金属材料叠层构件铆接工艺复杂化的问题,提出了一种基于矩独立法的叠层复合材料铆接工艺参数灵敏度分析的方法。首先,以CFRP与铝合金(Al)异质叠层材料结构为研究对象,采用有限元方法建立了CFRP/Al叠层结构的铆接仿真分析模型,并通过试验验证了仿真分析模型的正确性。其次,以铆接干涉量为目标,建立了基于随机森林方法的铆接工艺参数代理模型;随后通过代理模型进行数据扩展,以17项铆接工艺参数为输入变量,铆接干涉量为输出变量,采用基于矩独立的PAWN方法进行全局灵敏度分析,并给出了基于该方法的灵敏度系数。在铆接工艺参数对铆接干涉量的全局灵敏度系数中,异质叠层复合材料的弹性模量和厚度的灵敏度系数较大,分别为0.16921和0.11837,其次是系数为0.012的位移载荷和0.011的铆钉直径。其余工艺参数的灵敏度系数较小,一些对铆接干涉量影响很不显著的参数的灵敏度系数接近0。

关键词: 叠层复合材料; 有限元方法; 铆接干涉量; 随机森林代理模型; 矩独立全局灵敏度分析

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2024.16.138



殷俊清

副教授, 博士, 研究方向为数字化装配工艺与装备、智能机器人技术及应用等。

随着航空航天器结构轻量化需求的增加,复合材料得到大量应用。复合材料与传统机体结构材料(如铝合金、钛合金等金属材料)混合得到的异种叠层复合材料的应用成为必然趋势,因而其结构的装配连接也成为航空航天装配工艺研究中具有工程价值的一大热点。铆接是航空航天器结构装配连接的主要方式之一,因而异质叠层复合材料结构铆接工艺的研究对新材料的应用具有现实意义。作为主流装配连接方式,铆接的工艺过程为强非线性变形过程,因此铆接变形可以通过分析铆接结构、工艺、材料等参数进行研究。异种叠层材料由于材料自身属性的差异进

一步增加了装配连接工艺过程的研究难度,例如在同等制孔质量条件下,叠层异质材料属性的差异引起铆接后形成的干涉量等铆接质量参数存在变化,此种变化在同种材料的铆接工艺中不会出现。确定异种叠层材料装配连接的工艺参数时须考虑两种材料的不同要求,确定最佳工艺参数组合时的难度更高,因此需要进行参数灵敏度分析,确定这些情况下的重要工艺参数,从而有针对性地进行分析研究,为异种叠层材料铆接工艺的研究提供相关的方法参考和研究依据。

灵敏度分析(Sensitivity analysis, SA)主要研究的是系统输入参数的不确定性与输出响应不确定性的关

* 基金项目: 航空科学基金(ASFC-20200016111001); 国家自然科学基金(52175450)。

系^[1]。研究人员出于不同目的提出了各种 SA 技术^[2]。其中, Sobol^[3]、Homma^[4] 等开发的基于方差的技术在过去被实践者广泛研究。基于方差的 SA 旨在通过观察输入的整个分布范围,将模型输出方差分配到不同的模型输入集,但在基于方差的系数计算中,输出样本的生成是计算量最大的一步,也是其适用性的主要限制因素,而 Borgonovo^[5] 开发的基于矩独立技术的重点是寻找那些会导致模型概率密度函数发生平均偏移的输入,其计算成本较小,相较于基于方差的 SA 来说,更加易于实现。

铆接工艺参数的选择对铆接质量具有非常重要的影响,该操作具有一定的复杂性和不确定性^[6]。黄涛等^[7] 采用曲线拟合方法,建立了镦头尺寸和干涉量之间的数学模型,揭示了干涉量和镦头尺寸参数之间的相互关系,并通过试验验证了模型的准确性和可靠性。李超等^[8] 为了提高铆接质量、减小干涉量分布的不均匀性,提出了一种基于 BP 神经网络的优化方法,该方法显著提高了干涉量的均匀程度并有效降低了板件的变形程度。Wang 等^[9] 利用 Kriging 算法和粒子群算法对铆接力、镦粗时间、镦粗停留时间等铆接工艺参数进行了优化,从而减小了整体装配的变形,提高了最终产品的尺寸精度。Yin^[10] 和 Fang^[11] 等使用全局灵敏度分析法量化了各铆接工艺参数对铆接质量不确定性的影响,并得到了输入变量的全局灵敏度排序结果。

上述研究表明,在异质叠层复合材料的铆接工艺参数灵敏度分析中,大多研究只关注铆接过程中铆钉、铆

模、母材参数等单因素对干涉量的影响。现以异质叠层复合材料的铆接过程为研究对象,选取干涉量作为输出响应值,以异质叠层复合材料的材料属性和几何参数作为输入变量,采用基于随机森林方法的代理模型建立铆接过程的工艺参数-铆接干涉量的函数关系,使用基于矩独立的 PAWN 方法建立异质叠层复合材料铆接工艺参数的灵敏度分析模型。

1 异质叠层复合材料仿真建模

1.1 几何建模

本文采用平锥头铆钉对 CFRP/Al 异质叠层复合材料板进行铆接,铆接部件主要有 CFRP 板、Al 板、铆钉、铆模、顶铁,铆接过程使用有限元软件进行建模和分析。上板(Al)的尺寸为 30 mm × 30 mm × 2 mm,下板(CFRP)的尺寸为 30 mm × 30 mm × 3 mm,CFRP 板和 Al 板上的孔径为 4.1 mm;铆钉的钉杆直径为 4 mm,铆钉钉杆长度根据《航空制造手册》^[12] 中的相关公式选取(式(1)),计算后选取钉杆长度为 10 mm 的铆钉。

$$L = \sum \delta + (1.1 \sim 1.2)d \quad (1)$$

式中, L 为铆钉钉杆的长度, mm; $\sum \delta$ 为铆接件即上板和下板的总厚度, mm; d 为平锥头铆钉的直径, mm。

图 1 为有限元仿真装配的示意图,其中,下板 CFRP (T700) 属于各向异性材料,将厚度为 3 mm 的 CFRP 母材在厚度方向上切为 30 层,每层厚度均为 0.1 mm,每层的排布方向为 $[0/90^\circ]$,每层的纤维铺设角通过建立局部坐标系来确定;上板和铆钉的材料分别采用航空航天领域常见的铝合金 2024-T3^[13] 和

2A10-T4^[14],二者的材料属性如表 1 所示。

1.2 本构模型及材料属性

由于铆接属于高应变率的成型过程,所以采用工程上常用的 Johnson-Cook 本构关系,可将应变速率、塑性应变对材料的影响均考虑在内,Johnson-Cook 本构关系如式(2)所示。

$$\sigma = (A + B\varepsilon^n) \left(1 + C \ln \left(\frac{\dot{\varepsilon}}{\dot{\varepsilon}_0} \right) \right) \left(1 - \left(\frac{T - T_{room}}{T_{melt} - T_{room}} \right)^m \right) \quad (2)$$

式中, A 为材料的初始屈服强度; B 为硬化系数; C 为应变速率系数; $\dot{\varepsilon}$ 为等效塑性应变速率; $\dot{\varepsilon}_0$ 为参考应变速率; T 为材料的实时温度; T_{room} 为室温; T_{melt} 为材料的熔点; n 为应变硬化系数; m 为热软化系数。

利用基于横贯各向异性的无损损伤刚度矩阵和应变得到 CFRP 的本构模型,该模型的本构关系如式(3)和(4)所示。

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{13} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & & & \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} & & & \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} & & & \\ & & & C_{44} & & \\ & & & & C_{55} & \\ & & & & & C_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \\ \varepsilon_{23} \\ \varepsilon_{13} \\ \varepsilon_{12} \end{bmatrix} \quad (3)$$

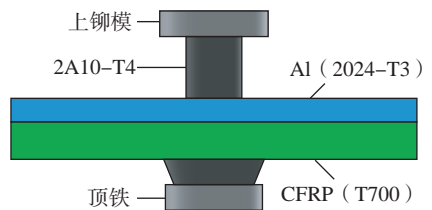


图 1 有限元仿真装配示意图
Fig.1 Schematic diagram of simulation assembly by finite element method

表 1 铝合金的材料属性

Table 1 Material properties of aluminum alloys

材料	密度 / (g · cm ⁻³)	杨氏模量 / GPa	泊松比 ν	初始屈服强度 A / MPa	硬化系数 B / MPa	应变硬化系数 n	热软化系数 m	应变速率系数 C	室温 T_{room} / °C	熔点 T_{melt} / °C
2024-T3	2.796	72.4	0.33	369	684	0.73	1.7	0.0083	25	502
2A10-T4	2.770	73.8	0.33	256.81	623.7	0.2002	1.539	0.0133	25	—

$$\begin{cases} C_{11} = E_1(E_2 - \nu_{23}E_{33})/\Gamma \\ C_{12} = E_1E_2(\nu_{12}E_2 - \nu_{13}\nu_{23}E_3)/\Gamma \\ C_{13} = E_1E_2E_3(\nu_{13} + \nu_{12}\nu_{23})/\Gamma \\ C_{22} = E_2(E_1 - \nu_{13}E_2)/\Gamma \\ C_{23} = E_2E_3(\nu_{23}E_1 + \nu_{12}\nu_{13}E_{22})/\Gamma \\ C_{33} = E_2E_3(E_1 - \nu_{12}E_2)/\Gamma \\ C_{44} = G_{23}, C_{55} = G_{13}, C_{66} = G_{12} \\ \Gamma = E_2E_3 - \nu_{12}^2E_2^2 - \nu_{23}^2E_1E_3 - \nu_{13}^2E_2E_3 - \\ 2\nu_{12}\nu_{23}\nu_{13}E_2E_3 \end{cases} \quad (4)$$

式中, 1、2、3 分别代表 X、Y、Z 3 个方向; 12、13、23 分别代表 XY、XZ、YZ 3 个平面; E_1 、 E_2 、 E_3 为弹性模量; G_{12} 、 G_{13} 、 G_{23} 为剪切模量; ν_{12} 、 ν_{13} 、 ν_{23} 为泊松比; Γ 为工程常数。

由于铆接过程中, CFRP 会发生损伤, 将 CFRP 的三维 Hashin 失效判断准则^[15] 编入 VUMAT 子程序, 然后将子程序接入有限元软件的外接口, CFRP 的详细材料属性和损伤参数见表 2 和 3。

本文所用的各向异性材料在铆接过程中考虑了非线性剪切过程中应力与应变之间的关系, 纤维的拉断失效和压断失效、面内基体的拉裂损伤和压溃损伤、面外基体的拉裂损伤和压溃损伤以及纤维-基体剪出等破坏形式的三维 Hashin 失效的判断准则如式(5)~(11)所示。

纤维拉断(FT)失效, $\varepsilon_1 > 0$:

$$\left(\frac{\varepsilon_1}{X_T/C_{11}}\right)^2 + \left(\frac{\gamma_{12}}{S_{12}/C_{44}}\right)^2 + \left(\frac{\gamma_{13}}{S_{13}/C_{55}}\right)^2 = e_{FT}^2 \quad (5)$$

纤维压断(FC)失效, $\varepsilon_1 < 0$:

$$\left(\frac{\varepsilon_1}{X_C/C_{11}}\right)^2 = e_{FC}^2 \quad (6)$$

面内基体拉裂(IMT)损伤, $\varepsilon_2 > 0$:

$$\left(\frac{\varepsilon_2}{Y_T/C_{22}}\right)^2 + \left(\frac{\gamma_{12}}{S_{12}/C_{44}}\right)^2 + \left(\frac{\gamma_{23}}{S_{23}/C_{66}}\right)^2 = e_{IMT}^2 \quad (7)$$

面内基体压溃(IMC)损伤, $\varepsilon_2 < 0$:

$$\left(\frac{\varepsilon_2}{Y_C/C_{22}}\right)^2 + \left(\frac{\gamma_{12}}{S_{12}/C_{44}}\right)^2 + \left(\frac{\gamma_{23}}{S_{23}/C_{66}}\right)^2 = e_{IMC}^2 \quad (8)$$

面外基体拉裂(OMT)损伤, $\varepsilon_3 > 0$:

$$\left(\frac{\varepsilon_3}{Z_T/C_{33}}\right)^2 + \left(\frac{\gamma_{13}}{S_{13}/C_{55}}\right)^2 + \left(\frac{\gamma_{23}}{S_{23}/C_{66}}\right)^2 = e_{OMT}^2 \quad (9)$$

面外基体压溃(OMC)损伤, $\varepsilon_3 < 0$:

$$\left(\frac{\varepsilon_3}{Z_C/C_{33}}\right)^2 + \left(\frac{\gamma_{13}}{S_{13}/C_{55}}\right)^2 + \left(\frac{\gamma_{23}}{S_{23}/C_{66}}\right)^2 = e_{OMC}^2 \quad (10)$$

纤维-基体剪出(FMS), $\varepsilon_1 < 0$:

$$\left(\frac{\varepsilon_1}{X_C/C_{11}}\right)^2 + \left(\frac{\gamma_{12}}{S_{12}/C_{44}}\right)^2 + \left(\frac{\gamma_{13}}{S_{13}/C_{55}}\right)^2 = e_{FMS}^2 \quad (11)$$

式中, ε_i ($i=1, 2, 3$) 为正应变; γ_{ij} ($i, j=1, 2, 3; i \neq j$) 为剪切应变; C_{ij} ($i, j=1, 2, 3, 4, 5, 6; i=j$) 为刚度矩阵中的元素; X_T 和 X_C 为沿层合板纵向的拉伸强度和压缩强度; Y_T 和 Y_C 为沿层合板横向的拉伸强度和压缩强度; Z_T 和 Z_C 为沿层合板厚度方向的拉伸强度和压缩强度; S_{12} 、 S_{13} 和 S_{23} 分别为层合板相应方向的剪切强度; e 为失效因子, 即当 $e \geq 1$ 时, 开始产生损伤。

1.3 网格单元划分及边界条件

铆接过程中, 大变形区域通常集

中在被铆钉和顶铁覆盖的薄壁板处, 因此对大变形区域即铆接孔周围 3 倍于铆钉直径的区域网格进行了加密, 加密区域的网格设定为 0.3 mm, 外围区域设定为 1 mm。由于铆接过程中铆钉的塑性应变较大, 所以对铆钉的网格划分要求高于母材, 本文中铆钉的网格大小设定为 0.2 mm, 铆模和顶铁的网格大小设定为 1.2 mm, 铆钉和铆模的网格划分结果如图 2 所示。

整个铆接过程分为载荷的施加和释放两个阶段, 两个阶段中均对 2 块母材施加了一些约束, 如图 3 所示。为铆模设置 1 个参考点, 通过给该参考点施加位移载荷来实现铆模在 Z 方向上的移动, 然后通过与钉杆上表面的摩擦接触来完成铆接, 此处位移设置为 3.2 mm, 并对顶铁和母材的 X 方向进行全约束。

2 模型仿真结果分析与验证

2.1 结果分析

铆接产生的翘曲变形对装配不

表 2 CFRP 材料属性

Table 2 Material properties of CFRP

E_1 /GPa	E_2 /GPa	E_3 /GPa	G_{12} /GPa	G_{13} /GPa	G_{23} /GPa	ν_{12}	ν_{13}	ν_{23}
112	8.2	8.2	4.5	4.5	3	0.3	0.3	0.4

表 3 CFRP 损伤参数

Table 3 Damage parameters of CFRP

$\rho / (\text{kg} \cdot \text{m}^{-3})$	X_T /MPa	X_C /MPa	$Y_T=Z_T$ /MPa	$Y_C=Z_C$ /MPa	$S_{12}=S_{13}$ /MPa	S_{23} /MPa
1600	1900	1000	84	250	60	110

注: X_T 、 Y_T 和 Z_T 分别为 X、Y、Z 3 个方向上的拉伸强度; X_C 、 Y_C 和 Z_C 分别为 X、Y、Z 3 个方向上的压缩强度; S_{12} 、 S_{13} 和 S_{23} 为剪切强度。

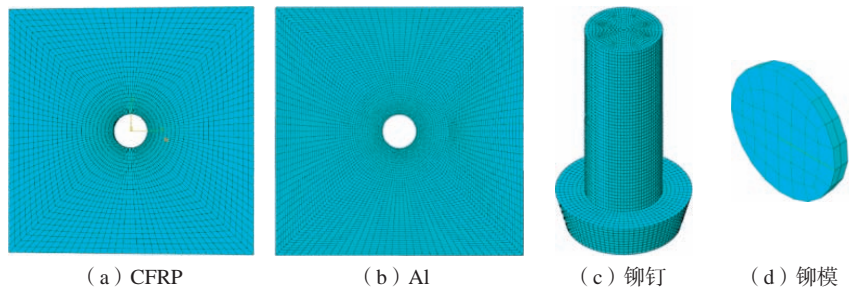


图 2 模型网格划分
Fig.2 Model meshing

利,会影响连接强度,尤其是在多钉连接的情况下,还会影响铆钉的安装和定位,而且这种影响会随着安装铆钉的增加而被放大,致使母材发生变形、应力集中等不利状况。图4展示了母材铆接后未约束边缘端的翘曲变形情况,出现这种情况的原因是铆钉钉杆在受力之后首先呈鼓形,使得两板贴合处先受到径向的挤压作用,此时Al板的上表面和CFRP板的下表面还未被挤压;由于Al和CFRP的材料属性差异,使得母材边缘发生翘曲变形,随后铆钉与Al板的上表面接触挤压;铆头成型时,Al板上表面孔周围受到轴向的挤压力,这使得边缘处的翘曲变形更加严重,此时加大铆接位移,母材的翘曲变形将会更加明显,且孔心到边缘的翘曲程度呈增大趋势。

本文后续研究中着重关注铆接孔内的干涉量水平,提取计算结果 .odb 文件中的最后一帧中与约束方向垂直的另一个水平方向上6个节点的孔径变形值,根据式(12)计算铆接干涉量,取6个节点干涉量的平均值作为整个模型的铆接干涉量。图5为在孔壁内部取值的6个位置($I_1 \sim I_6$)。

$$I = \frac{D - D_0}{D_0} \times 100\% \quad (12)$$

式中, D 为铆接变形后的孔径, mm; D_0 为原始孔径, mm。

由于Al和CFRP材料性能的差异,导致铆钉与CFRP之间的干涉量整体明显小于铆钉与Al的干涉量,并且铆钉与CFRP之间各点的干涉量都小于2%,6个取值点铆接干涉量的变化情况如图6所示。在铆接成型的开始,由于铆钉未与母材接触,故干涉量为0,随着铆钉被陆续压入铆接孔并持续施压,干涉量持续增大。由于铆头铆粗成型过程的特点,母材靠近铆头端区域的干涉虽然晚于其余部位出现,但其增速却最大,最终铆接完成后的干涉量也最

大,因此,该处更容易出现应力集中现象。值得注意的是, I_2 点的干涉量很小,这是因为铆钉钉杆在和母材表面发生挤压后,使得该点处的材料受到了铆头侧方材料的挤压,所以该处孔径变化比 I_1 点和 I_3 点处小。载荷卸载后,干涉量会发生一定回弹,然后保持稳定;铆接完成时,相较于其他取值点, I_3 点的回弹最明显,这是因为Al板的3个取值点中,该点距离CFRP板最近,该处产生的变形有一部分暂时被CFRP所承受,当卸去载荷时,该变形又从CFRP板回弹至 I_3 点处。

2.2 试验验证

通过铆接试验,将工程中常用的质量评价指标(铆接干涉量)作为试验和有限元模型计算结果的对比指标,为减小试验中的诸多不确定性误差,将进行5次铆接试验,结果取5次试验结果中各指标的平均值。5次试验均在长140 mm、宽30 mm的试件上进行,为避免间距效应,即避免5次铆接试验中铆钉将铆接孔的材料挤向下一个铆接孔的方向,从而影响下一个孔的铆接试验,故将孔间距取为20 mm。试验中所用铆接试件如图7所示。

为最大程度地确保铆接质量,减少铆接过程中对铆接质量不利的不确定性因素,进行铆接试验前需要对铆接孔进行质量检测,以尽可能降低铆接孔中的不利因素对最终铆接质量的影响,检测CFRP板上孔周围的损伤情况和两板上铆接孔的直径误差。

(1) CFRP板损伤检测。

由于CFRP属于各向异性材料,在钻孔过程中可能会产生各种损伤,这些损伤会影响最终的铆接质量,所以在钻孔结束、铆接开始之前有必要进行损伤检测。所用仪器为图8(a)所示的OTD-5100数字式超声波探伤仪(北京欧亚图科技有限公司),要求试件铆接孔周围10 mm范围以内无损伤。检测后对数据进行提取分

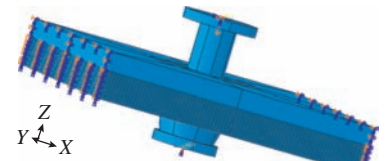


图3 边界条件及载荷设置

Fig.3 Boundary conditions and load settings

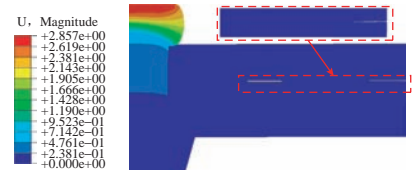


图4 母材未约束边缘端的翘曲变形

Fig.4 Warping and deformation of unconstrained edge of base material

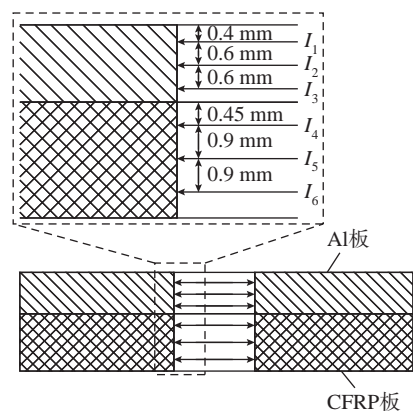


图5 取值位置

Fig.5 Position of value markers

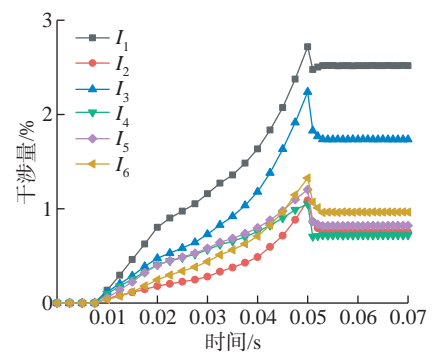


图6 铆接干涉量变化

Fig.6 Variation of riveting interference amount



图7 铆接试件

Fig.7 Riveting workpiece

析,得到5个孔的检测结果,如图8(b)所示;可以看出,孔周围的损伤情况很少,基本是由于钻头钻出时所带出的微小毛刺等造成的,检测结果符合铆接要求。

(2) 铆接孔直径测量。

采用游标卡尺测量铆接孔直径,每个孔测量5次,取平均值作为最终结果,如表4所示。将最终结果与《航空制造手册》中对铆接孔直径的偏差要求(表5^[12])进行比对可知,铆接孔的直径在误差范围内,符合铆接要求。

采用万能试验机(DR-502A,东莞市东日仪器有限公司)进行铆接试验,上冲头向下移动,移动速度设为1 mm/min,设置冲头移动的距离以实现铆接位移的加载,铆接试验如图9所示。

铆接过程中,由于母材材料属性存在差异,铆钉钉杆镦粗过程中,钉杆上下部分的镦粗速率存在差异;此外,铆接过程中由于母材上的孔周围的材料被铆钉镦头挤压,会受到来自镦头两个方向的挤压力作用,使母材发生变形。

铆接后的试件如图10所示。将铆接好的试件沿铆钉中心面切开,采用图11所示的高清电子显微镜(AO-V128S,深圳市奥斯微光学仪器有限公司)测量平台测量试件的铆接干涉量。仿真数据与试验数据结果对比如表6所示。其中,平均干涉量为图4中6个位置干涉量的平均值。

从表6可以看出,试验结果与仿真结果平均干涉量的误差为0.302%,铆接质量评价指标的仿真与试验结果的误差小于5%,在可接受的误差范围内,所以上述仿真模型可以用于后续研究且可作为所需数据的可靠来源。

3 基于随机森林算法的CFRP/AI 铆接干涉量预测代理模型

CFRP/AI 异质叠层材料铆接过

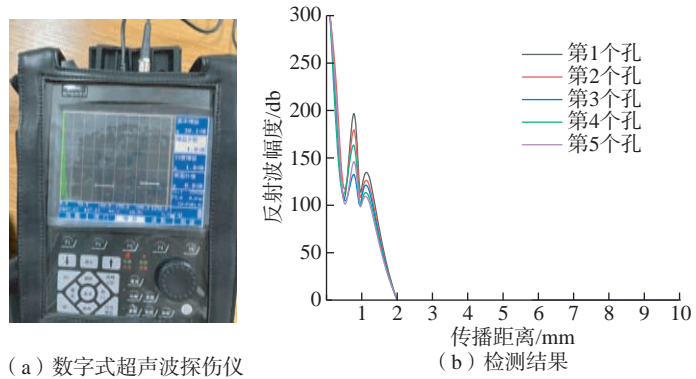


图8 检测仪器及结果

Fig.8 Testing instrument and results

表4 铆接孔直径

Table 4 Riveting hole diameter

mm

第1个孔	第2个孔	第3个孔	第4个孔	第5个孔
4.11	4.13	4.15	4.19	4.16

表5 铆接孔直径偏差要求^[12]

Table 5 Requirements for riveting hole diameter deviation^[12]

mm

铆钉直径 D_r	铆钉孔直径 d	铆钉孔极限偏差	更换同号铆钉时孔极限偏差
2.0	2.1		
2.5	2.6		
2.6	2.7	+0.1 0	+0.2 0
3.0	3.1		
3.5	3.6		
4.0	4.1		
5.0	5.1	+0.15 0	
6.0	6.1		
7.0	7.1		
8.0	8.1	+0.2 0	+0.3 0
10.0	10.1		

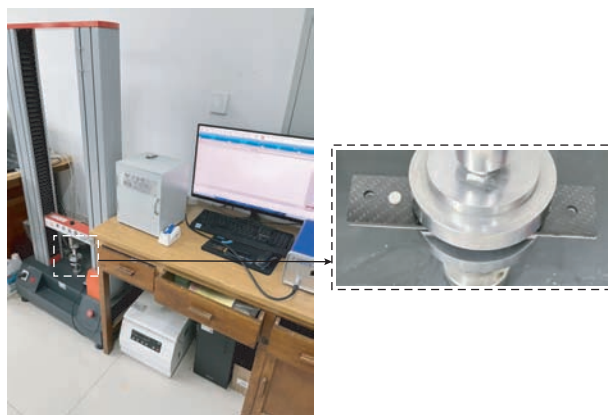


图9 铆接试验示意图

Fig.9 Schematic diagram of riveting experiment

程由于材料属性间的差异,进一步增加了铆接工艺参数选定的难度。由于铆接工艺为强非线性问题,难以通过大量试验获取最优的工艺参数组合,因此借助经试验验证的有限元仿真模型并结合算法来实现铆接干涉量的预测。

在选择设计变量时,假设材料密度固定,且两种母材的长度、宽度和回弹时间不影响薄壁板的最大变形 y ,可以不考虑这些参数的影响,因此在参数建模过程中,共有13个参数被评估为设计变量。

对于Al板,研究的参数包括母材厚度 t_A 、孔径 D_A 、弹性模量 E_A 、泊松比 ν_A ;对于铆钉,研究的参数包括钉杆长度 L 、钉杆直径 D_r 、铆接位移载荷 s 、弹性模量 E_r 、泊松比 ν_r ;对于CFRP,研究的参数包括孔径 D_C 、母材厚度 t_C ,3个方向上的弹性模量 E_1 、 E_2 、 E_3 ,剪切模量 G_{12} 、 G_{13} 、 G_{23} 和泊松比 ν_{12} 、 ν_{13} 、 ν_{23} ;根据文献[16]所确定的17个变量的均值、标准差和分布方式如表7所示。

在选择样本数量时,参考前人研究结果可知, Saltelli等^[17]的研究中指出样本可以取为500~1000组, Zhang等^[18]通过500组样本数据进行系统输入与响应值间的关系拟合,发现模拟结果符合预期。本文将全局灵敏度分析运用在代理模型上,常见的抽取样本的方法有拉丁超立方抽样(Latin hypercube sampling, LHS)与蒙特卡洛抽样法(Monte Carlo sampling)。LHS多被用于从多维度分布的样本中抽取样本,首先将一个

n 维向量的每一个维度分成概率相同且分布均匀的 m 个区间,然后从组成的 $n \times m$ 矩阵中随机抽取一个样本;蒙特卡洛抽样法是通过计算机生成随机数函数,再通过函数生成伪随机数样本,在生成的数据点中加入一定的不确定性后再输入供予模型。

Bootstrap是一类非参数蒙特卡洛抽样法,其实质是对观测信息进行再抽样,进而对总体的分布特性进行统计推断,Bootstrap通过重抽样可以避免交叉验证(Cross-validation)造成的样本减少问题;其次,Bootstrap也可以用于创造数据的随机性,因为该方法充分利用了给定的观测信息,不需要模型进行其他的假设和增加新的观测,并且具有稳健性和效率高的特点,在机器学习领域应用很广泛。故此处选择Bootstrap抽样法从样本区间里随机抽样,本文通过Bootstrap抽取500组试验样本,随机选取400组样本作为训练集来建立铆接工艺参数与铆接干涉量的关系模型,其余100组样本为测试集,用于测试该关系模型。

随机森林算法是一种基于回归树模型的集成学习算法,主要用于处理回归预测问题,通过对样本数据的随机抽样,组成多个不同的回归树,再把回归树运算结果组合起来,以获得随机森林的预测结果。因此,随机森林算法通常比回归树模型具有更好的拟合效果,在回归预测问题方面具有较好的效果。决策树是构成随机森林的基础,一个随机森林通常包

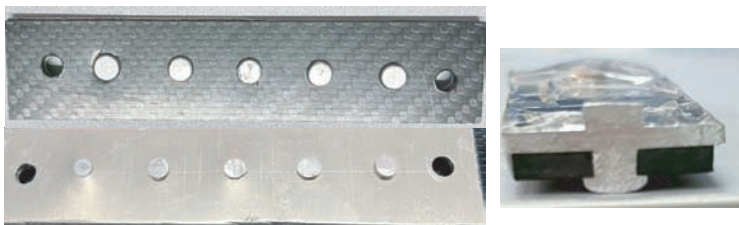


图10 铆接后试件示意图
Fig.10 Schematic diagram of riveted workpiece



图11 高清电子显微镜测量平台
Fig.11 High-definition electron microscope measurement platform

表6 铆接干涉量数据对比
Table 6 Comparison of riveting interference amount

数据来源	平均干涉量 / %	铆头高度 / mm	铆头直径 / mm
仿真	1.733	2.338	5.667
试验	2.035	2.256	5.882
误差	0.302	0.082	0.215

表7 铆接工艺参数的取值
Table 7 Values for riveting process parameters

工艺参数	均值	标准差	分布方式
E_A /GPa	72.4	7.24	Normal
t_A /mm	2	0.02	Normal
D_A /mm	4.1	0.00615	Normal
ν_A	0.33	0.0165	Normal
L /mm	10	0.015	Normal
D_r /mm	4	0.006	Normal
s /mm	3.3	0.00495	Normal
E_r /GPa	73.8	7.38	Normal
ν_r	0.33	0.0165	Normal
D_C /mm	4.3	0.00645	Normal
t_C /mm	3	0.03	Normal
E_1 /GPa	112	11.2	Normal
$E_2=E_3$ /GPa	8.2	0.82	Normal
$G_{12}=G_{13}$ /GPa	4.5	0.45	Normal
G_{23} /GPa	3	0.3	Normal
$\nu_{12}=\nu_{13}$	0.3	0.015	Normal
ν_{23}	0.4	0.02	Normal

含多个决策树,决策树主要用于数据集集成和分类,即集成器。基于决策树的集成器符合 Bagging 集成策略,其特点为构建多个独立运行的评估器,再利用评估器开展数据训练,按照投票法、平均法、多数结果法得到结果。随机森林算法的结构如图 12 所示。

回归树的构建过程如下:首先选取前文 17 个铆接工艺参数作为输入变量,铆接干涉量作为输出;然后将所有训练数据放在根节点,在这些数据中选择最优特征,把根节点二分为 2 个内部节点,再接着划分特征;最后,把训练集划分为有限个子集。子集的划分过程为:对于所有输入的特征向量,选择第 j 个向量 $\mathbf{x}^{(j)}$ 作为划分特征,选择 s 作为划分子集,定义两个区域如下

$$R_1(j, s) = \{\mathbf{x} | \mathbf{x}^{(j)} \leq s\} \quad (13)$$

$$R_2(j, s) = \{\mathbf{x} | \mathbf{x}^{(j)} > s\}$$

式中, $R_1(j, s)$ 表示该特征向量划分子集的左子树; $R_2(j, s)$ 表示右子树。

最优的划分子集 j 与划分子点 s 可通过下式计算。

$$\min_{j, s} \left[\min_{c_1} \sum_{x_i \in R_1(j, s)} (y_i - c_1)^2 + \min_{c_2} \sum_{x_i \in R_2(j, s)} (y_i - c_2)^2 \right] \quad (14)$$

式中, y_i 表示预测模型的输出值; c_1 表示左子树的输出变量; c_2 表示右子树的输出变量。

依次将特征向量集合划分至 2 个子集中。重复上述划分过程,当预测值与真实值的均方误差达到期望值或回归树深度达到设定值时,停止划分。

随机森林的构造过程如下。

(1) 从工艺参数的样本集中有放回地随机抽取 400 组数据作为每棵子树的训练集,每组的数据量相同,作为回归树的输入数据。

(2) 将抽取的 400 组训练集数据组成 400 棵回归树,每棵回归树都依据上述方法进行划分,得到对应的回归预测数据,共得到 400 组结果

p_1, p_2, \dots, p_{400} 。

(3) 采用平均的方法将 400 棵回归树的预测结果进行综合平均,得到最终的预测结果 p , 即 $p = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n p_i$ 。

训练结束后训练集和测试集中实际值和预测值的对比如图 13 和 14 所示。训练集和测试集的均方误差 E 分别为 0.0256 和 0.0325, 决定系数 R^2 分别为 0.9456 和 0.8527, 表明所构建的随机森林关系模型的泛化能力良好,利用它来预测 CFRP/Al 铆接结构的铆接干涉量合理可靠。

4 基于矩独立 PAWN 法的铆接参数全局灵敏度分析

假设不确定性模型为 $Y = g(X)$, Y 为响应模型的相应输出, 本文将铆接干涉量作为输出变量, $X = (X_1, X_2, \dots, X_k)^T$ 为一组具有随机不确定性的输入变量, 即前文所述的铆接工艺参数, k 为输入变量的维数, 本文输入变量为 17 个即 $k=17$ 。当输入变量服从一定的概率分布时, 其不确定性将通过模型传递给响应输出 Y , 使得响应量亦为服从一定分布规律的随机变量。记响应输出 Y 的无条件概率密度函数和无条件累积分布函数分别为 $f_Y(y)$ 、 $F_Y(y)$, $f_{Y|X_i}(y)$ 、 $F_{Y|X_i}(y)$ 分别是 X_i 取某实现值时响

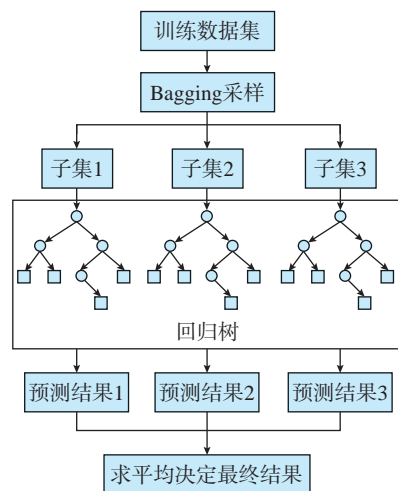


图 12 随机森林算法结构
Fig.12 Random forest algorithm structure

应量的条件概率密度和条件累积分布密度,如图 15 所示。

Borgonovo^[5] 基于输入变量对响应量概率密度函数的影响提出了一种矩独立重要性测度,该测度通过考虑响应量的无条件概率密度 $f_Y(y)$ 与其条件概率密度 $f_{Y|X_i}(y)$ 所包围的面积 $s(X_i)$ 来衡量输入变量 X_i 对响应量在整个分布范围内的影响,即

$$s(X_i) = \int |f_Y(y) - f_{Y|X_i}(y)| dy \quad (15)$$

当考虑 X_i 在整个分布区域中的

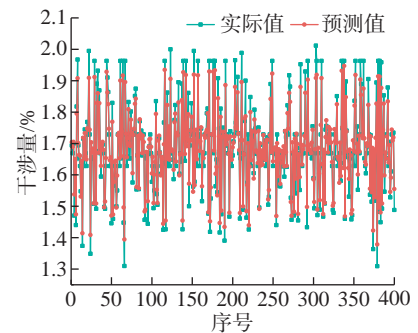


图 13 训练集实际值和预测值对比
Fig.13 Comparison of actual and predicted value of the training set

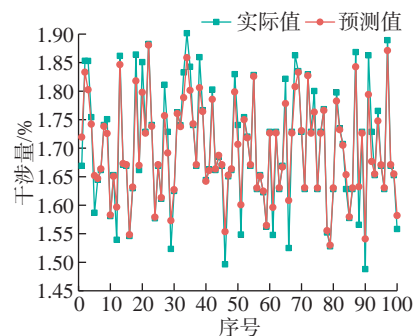


图 14 测试集实际值和预测值对比
Fig.14 Comparison of actual and predicted value of the testing set

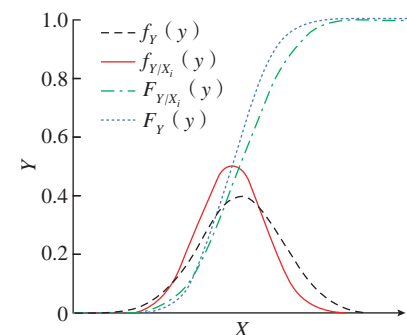


图 15 响应量的无条件和条件分布函数
Fig.15 Unconditional and cumulative distribution function of response amount

变化时, $s(X_i)$ 的均值记为

$$E_{X_i}[s(X_i)] = \int s(X_i) f_{X_i}(x_i) dx_i \quad (16)$$

通过式(15)和(16), Borgonovo 将矩独立重要性测度定义为

$$\delta_i = \frac{1}{2} E_{X_i}[s(X_i)] \quad (17)$$

δ_i 值越大,说明 X_i 的分布参数对响应量 Y 的不确定性影响程度越高,即在铆接过程中应更关注这些参数。

在得到代理模型之后,用基于矩独立的 PAWN 法计算铆接工艺参数的灵敏度,本文所选择的比例因子 $n=40$,输入变量个数 $M=17$ 。矩独立 PAWN 法计算简单,通过使用来自同一输入/输出样本数据集中不同大小的 Bootstrap 重样本进行计算,即可快速估计其对 N_c 和 N_u (不同输入空间所对应的评估次数)所选值的鲁棒性。通过对整个输入可行性空间进行采样获得的无条件累积分布函数模型可知,评估次数 $N_u=500$,使用仅对非固定输入进行采样获得的条件累积分布函数模型,则评估次数 $N_c=150$,矩独立 PAWN 法分析结果如图 16 所示。灵敏度分析中铆接工艺参数对铆接干涉量影响程度常由全局灵敏度系数来评定,由图 16 可知,铆接工艺参数对铆接干涉量的全局灵敏度系数中,异质叠层复合材料的弹性模量和厚度对干涉量的影响较大,其余几个变量的灵敏度系数较小,表明这些参数对响应值干涉量的影响程度较小;因此,在异质叠层复合材料铆接过程中,应该重点关注两块母材的弹性模量和厚度,以提高铆接的质量。

矩独立 PAWN 法也被用来聚焦于子范围 $y \geq 0.5$ 和 $y < 0.5$ (图 17)。计算的灵敏度系数表明,在 $y \geq 0.5$ 的子范围内,灵敏度系数几乎保持不变(与采用全范围模型输出时相比),这表明所有输入参数的影响程度相同。在 $y < 0.5$ 的子范围内,除 E_A 、 E_1 、 t_A 和 t_C 外,所有输入参数的影响都减小了;此处的例外是异质叠层复合

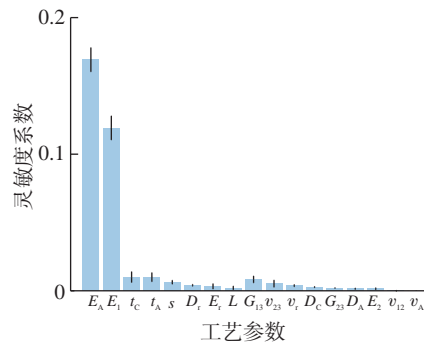
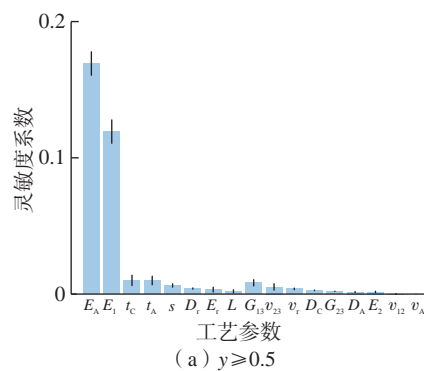
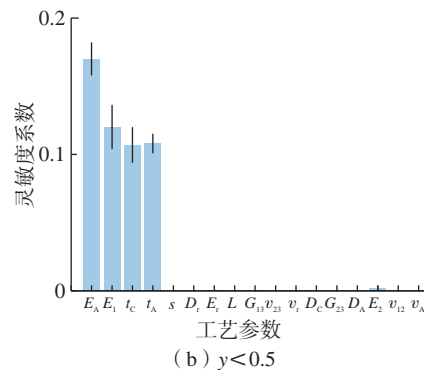


图 16 矩独立 PAWN 法分析结果
Fig.16 Analysis results of moment-independent PAWN method



(a) $y \geq 0.5$



(b) $y < 0.5$

图 17 子范围灵敏度结果

Fig.17 Sensitivity analysis results of the subranges

材料的厚度,对 $y < 0.5$ 的子范围更有影响,但考虑模型输出的全范围时, E_A 、 E_1 的影响仍然相同。

5 结论

(1) 本文运用随机森林方法建立了铆接工艺参数与铆接干涉量之间的高精度代理模型,提出了基于矩独立 PAWN 法的全局灵敏度分析方法,并给出了基于该方法的灵敏度系数。

(2) 通过计算分析得到了 17 项铆接工艺参数的近似概率分布,在确定取值点后,使用 PAWN 法对铆接工艺参数进行全局灵敏度分析,得到了影响干涉量的重要铆接工艺参数。

(3) 在铆接工艺参数对铆接干涉量的全局灵敏度系数中,异质叠层复合材料的弹性模量和厚度的灵敏度系数较大,分别为 0.16921 和 0.11837,其次是系数为 0.012 的位移载荷和 0.011 的铆钉直径。其余工艺参数的值较小,一些对铆接干涉量影响不显著的参数的灵敏度系数基本接近 0,表明这些参数对铆接质量的影响微小。

参考文献

- [1] SALTELLI A. Sensitivity analysis for importance assessment[J]. Risk Analysis, 2002, 22(3): 579-590.
- [2] CUKIER R I, FORTUIN C M, SHULER K E, et al. Study of the sensitivity of coupled reaction systems to uncertainties in rate coefficients. I Theory[J]. The Journal of Chemical Physics, 1973, 59(8): 3873-3878.
- [3] SOBOL I M. Sensitivity analysis for non-linear mathematical models[J]. Mathematical Modeling & Computational Experiment, 1993, 1: 407-414.
- [4] HOMMA T, SALTELLI A. Importance measures in global sensitivity analysis of nonlinear models[J]. Reliability Engineering & System Safety, 1996, 52(1): 1-17.
- [5] BORGONOVO E. A new uncertainty importance measure[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2007, 92(6): 771-784.
- [6] FÉLIX G, ANCHEYTA J, TREJO F. Sensitivity analysis of kinetic parameters for heavy oil hydrocracking[J]. Fuel, 2019, 241: 836-844.
- [7] 黄涛,侯红玲,吴浪,等.干涉配合铆接铆头尺寸与干涉量关系[J].塑性工程学报, 2023, 30(12): 113-120.

HUANG Tao, HOU Hongling, WU Lang, et al. Relationship between header size and interference amount in interference fit riveting[J]. Journal of Plasticity Engineering, 2023, 30(12): 113-120.

[8] 李超, 王仲奇, 常正平, 等. 基于BP神经网络和多目标粒子群算法的自动钻铆工艺参数优化方法[J]. 航空制造技术, 2021, 64(23/24): 94–102.

LI Chao, WANG Zhongqi, CHANG Zhengping, et al. Automatic drilling and riveting process parameter optimization method based on BP neural network and multi-objective particle swarm optimization algorithm[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(23/24): 94–102.

[9] WANG Z Q, CHANG Z P, LUO Q, et al. Optimization of riveting parameters using Kriging and particle swarm optimization to improve deformation homogeneity in aircraft assembly[J]. Advances in Mechanical Engineering, 2017, 9(8): 168781401771900.

[10] YIN J Q, GU J Y, CHEN Y D, et al. Global sensitivity analysis of riveting parameters based on a random sampling-high dimensional model representation[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2021, 113(1): 465–472.

[11] FANG Y D, HUANG L, ZHAN Z F, et al. A framework for calibration of self-piercing riveting process simulation model[J]. Journal of Manufacturing Processes, 2022, 76: 223–235.

[12] 《航空制造工程手册》总编委会. 航空制造工程手册. 飞机装配[M]. 北京: 航空工业出版社, 2010.

General Editorial Board of Aerospace Manufacturing Engineering Handbook. Aerospace manufacturing engineering handbook. Aircraft assembly[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2010.

[13] CHANG Z P, WANG Z Q, JIANG B, et al. Modeling and predicting of aeronautical thin-walled sheet metal parts riveting deformation[J]. Assembly Automation, 2016, 36(3): 295–307.

[14] WANG J, ZHANG Y L, CHENG L X, et al. Effect of riveting parameters on the forming quality of riveted lap joints with reduced countersunk head half-crown rivet[J]. The International Journal of Advanced

Manufacturing Technology, 2022, 121(11): 8083–8098.

[15] CHEN N J, THONNERIEUX M, DUCLOUX R, et al. Parametric study of riveted joints[J]. International Journal of Material Forming, 2014, 7(1): 65–79.

[16] CUI J J, QI L, JIANG H, et al. Numerical and experimental investigations in electromagnetic riveting with different rivet dies[J]. International Journal of Material Forming, 2018, 11(6): 839–853.

[17] SALTELLI A, RATTO M, ANDRES T, et al. Global sensitivity analysis. The primer[M]. Hoboken: Wiley, 2007.

[18] ZHANG D, YANG Y, WU J F, et al. Global sensitivity analysis on a numerical model of seawater intrusion and its implications for coastal aquifer management: A case study in Dagu River Basin, Jiaozhou Bay, China[J]. Hydrogeology Journal, 2020, 28(7): 2543–2557.

通讯作者: 郭飞燕, 副教授, 博士, 研究方向为航空航天先进装配及连接技术。

Sensitivity of Riveting Parameters of Heterogeneous Laminated Composites Based on Moment Independence Method

YIN Junqing¹, SUN Pengtao¹, GUO Yurui¹, ZHANG Yizeng¹, GUO Feiyan²

(1. Xi'an Polytechnic University, Xi'an 710600, China;

2. University of Science and Technology Beijing, Beijing 100083, China)

[ABSTRACT] In order to solve the problem that the riveting process of carbon fiber reinforced polymer (CFRP) and metal material laminated components is more complicated than that of a single material, a method for sensitivity analysis of the riveting process parameters of laminated composites based on the method of moment-independent PAWN is proposed. Firstly, taking CFRP and aluminum alloy (Al) heterogeneous laminated composite structure as the research object, the simulation and analysis model of riveting CFRP/Al laminated structure is established by using the finite element method, and the correctness of the simulation and analysis model is verified by experiments. Secondly, a proxy model of riveting process parameters based on the random forest method is established with the riveting interference amount as the target; furthermore, data extension is carried out through the proxy model, and a global sensitivity analysis based on the moment-independent PAWN method is carried out with 17 riveting process parameters as input variables and the riveting interference amount as the output variable, and the sensitivity coefficients based on this method are given. Among the global sensitivity coefficients of riveting process parameters on riveting interference amount, the sensitivity coefficients of elasticity modulus and thickness of the heterogeneous laminated composites are 0.16921 and 0.11837, respectively, followed by the coefficients of 0.012 for the displacement load and 0.011 for the rivet diameter. The values of other process parameters are small, and the sensitivity coefficients of some parameters that have insignificant effects on the riveting interference amount are close to zero.

Keywords: Laminated composites; Finite element method; Riveting interference amount; Random forest proxy model;

Global sensitivity analysis based on moment independence

(责编 向阳)

引文格式: 张辉, 潘新, 张永亮, 等. 铆接夹层间隙对单搭接铆接头振动疲劳性能的影响研究[J]. 航空制造技术, 2024, 67(16): 147-154.

ZHANG Hui, PAN Xin, ZHANG Yongliang, et al. Study on effect of riveting sandwich clearance on vibration fatigue performance of single-lap riveted joint[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2024, 67(16): 147-154.

铆接夹层间隙对单搭接铆接头振动疲劳性能的影响研究

张辉, 潘新, 张永亮, 王辉, 白继鹏, 杜杰

(航空工业沈阳飞机工业(集团)有限公司, 沈阳 110034)

[摘要] 为了考虑装配间隙对单搭接结构振动疲劳性能的影响, 利用 ABAQUS 软件建立了飞机发动机进气道局部结构金属铆接头的弹塑性有限元模型, 采用 Johnson-Cook 失效模型模拟铆钉与被连接件的渐进失效行为, 得到了不同装配间隙量的铆接头应力场分布与振动疲劳寿命。对单搭接铆接头进行振动疲劳试验, 试验结果与仿真结果在疲劳寿命方面吻合较好, 验证了数值模型的准确性。与无间隙模型相比, 含间隙铆接试件各铆钉疲劳寿命降低了 4.7%~18.0%, 间隙的存在也导致了压铆过程中相邻铆钉间的挤压载荷传递, 整体表现为铆钉与被连接板接触界面应力激增, 导致有间隙铆接头残余应力场与无间隙铆接头残余应力场之间的差异, 从而影响铆接头的振动疲劳性能。

关键词: 多紧固件铆接; 单搭接接头; 装配间隙; 应力分布; 振动疲劳寿命

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2024.16.147



张辉

研究员, 博士, 研究方向为飞机先进装配技术。

在先进飞机制造业中, 金属铆接头目前仍占据着至关重要的地位^[1], 其广泛应用得益于众多优点, 包括生

产成本低、易于制造、可以重复组装和拆卸、铆接过程可自动化、易于检查, 以及铆接工艺的长期经验支撑等^[2-3]。金属铆接头在飞机结构中的重要应用之一是连接航空发动机套筒与进气道内筒蒙皮, 由于其圆周结构的几何特点, 单搭接接头通常作为其周向接头形式, 构成典型的金属薄壁结构^[4-5]。这些铆接头的服役载荷与损伤主要来自发动机进气道的振动疲劳累积^[6], 使得铆接头成为飞机结构服役的潜在薄弱环节。因此, 为了保证飞机的安全服役, 全面了解单搭接铆接头的力学响应至关重要。

为了提高铆接头力学性能以确保飞机结构的可靠性, 研究人员对不同服役条件下的特定铆接工艺搭接铆接头进行了研究。评估铆接头力学性能的指标主要包括残余应力分布、载荷传递路径、接头二次弯曲程

度等^[7-9]。通常情况下, 铆接头的力学性能很大程度上依赖于铆接工艺, 由于铆接结构间复杂的相互影响, 改变铆接顺序、铆接力等单一工艺参数会对结构载荷传递路径、裂纹形成机理、静力学和疲劳力学响应等结构力学性能产生影响^[10]。同时, 随着仿真分析方法在近年来的普遍应用, 其中一些文献侧重于研究铆接过程的各种工艺参数对铆接头残余应力、应变的影响, 普遍被接受的观点为铆钉膨胀引入的残余应力场与铆接头疲劳性能密切相关^[11]; 此外, 压铆顺序等参数在残余应力的形成过程中发挥着重要作用^[12]。对于单搭接接头而言, 在残余应力的影响下, 从压铆过程到拉伸加载阶段铆接头结构的应力、应变非线性规律主要受残余最小主应力控制^[13], 可通过解析分析方法建立结构裂纹扩展路径与残余应

力分布之间的联系^[14]。

另一方面,从装配界面的接触角度来看,铆接过程本质上是被连接件外表面的接触连接,这使得连接区域间载荷传递的连续性不易得到保证,铆接头刚度的阶跃变化意味着铆钉紧固区域附近仍然存在显著的应力集中^[15]。因此,除了针对压铆过程残余应力、应变的研究外,铆钉间距与铆钉头-板件间隙对铆接头质量的影响也值得重点关注^[16-17],其中,间隙形状可近似为底面面积较大的锥形,并可用厚度与跨度进行表征。虽然铆接可以减少被连接件间的振动载荷传递,降低振动开裂风险,但是由于装配间隙的存在和紧固件连接路径影响下的面内载荷传递^[18],铆接头残余应力场与现有研究中无间隙残余应力场的分布规律有所不同,从而影响铆接头的力学性能。

综上所述,现有的研究主要集中在通过调整铆接工艺来提高铆接头的力学性能,然而,作为一种常见的铆接初始缺陷形式,目前对装配间隙的研究仍不完善,尤其是在考虑多紧固件依次连接的情况下,针对此缺陷的研究更少。因此,本文采用有限元方法建立含间隙铆接的三维模型,分析铆接顺序与间隙量对含间隙单搭接接头的应力分布和疲劳寿命的影响,为发动机进气道安装边等周向承载结构的铆接工艺优化提供一定的参考指导。

1 铆接区域模型简化

1.1 问题描述

在航空航天领域中,多钉圆环形结构铆钉连接有众多应用场景。某型飞机进气道与发动机套筒是典型的圆环形结构,如图1所示,发动机套筒内表面与进气道内筒蒙皮的外表面配合,二者之间由两排交错的铆钉连接而成,该区域承担着进气道气动载荷和发动机振动载荷等多种载荷的传递,因此该区域铆钉的铆接质

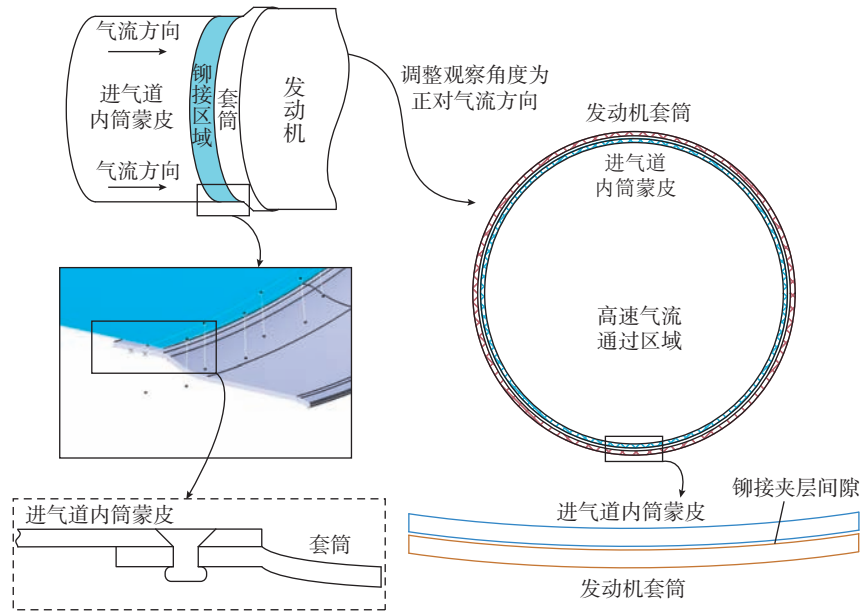


图1 进气道与发动机套筒结构示意图

Fig.1 Schematic diagram of intake duct and engine sleeve structure

量尤为重要。在进行装配时,为了方便进气道内筒蒙皮与发动机套筒对接以及对接后的制孔,二者之间设计为间隙配合,通常要求对接后内外筒配合间隙有时会超出公差允许范围,造成局部区域夹层间隙高度过大,影响后续的制孔与铆接工作。

在该结构的装配过程中,首先对进气道内筒蒙皮与发动机套筒进行对接,对接完成后进行制孔与铆接工作。为了使间隙在整个圆环区域中均匀分布,该区域装配过程中的制孔-铆接工艺为对向分区铆接,将圆环分为12个区域,完成一个分区的铆接工作后,选择对向的区域进行铆接工作。例如,首先进行1点钟区域的铆接,下一步则应该进行与1点钟区域对向的6点钟区域的铆接,以此类推。该铆接工艺容易造成内外工件之间的间隙在区域交界处较为明显,使间隙聚集在各区域最后几颗铆钉的区域,成为影响该区域铆钉受载状况的关键部位,如图2所示。接下来本文将针对该区域的结构进行

简化,建立含间隙的铆接等效模型,通过有限元仿真研究间隙对铆钉受载情况的影响。

1.2 仿真模型与载荷

将进气道内筒蒙皮与发动机套筒连接处的圆环结构进行简化,并选取覆盖4颗铆钉(分别为钉1、钉2、钉3和钉4)的铆接区域,如图3所示。由于铆接区域整体结构的铆钉较多,选取的4颗铆钉的铆接区域弧度较小,近似于平板,因此在仿真模型中将进气道内筒蒙皮设置为平板,

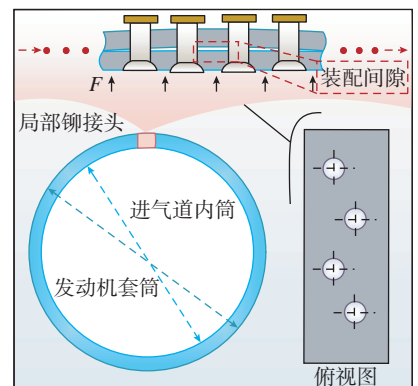


图2 沿圆环分区铆接示意图

Fig.2 Schematic diagram of riveting along the circular ring in different areas

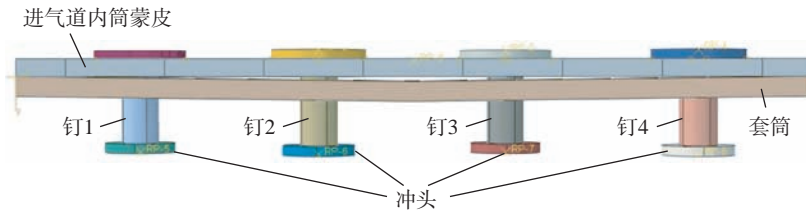


图3 含间隙的铆接仿真模型
Fig.3 Simulation model for riveting with clearances

将套筒设置为最大间隙为 0.5 mm 的弯曲板,间隙最大处位于结构中央,弯曲板两侧与平板紧贴,模拟分区域铆接工艺下的区域边缘的间隙区域。

仿真研究中采用的载荷方向信息由发动机实际开车过程测量得出,在铆接区域放置三轴加速度传感器,调节发动机转速分别为最大转速的 10%~100%,采集发动机不同转速下的振动时域数据用于分析。对采集到的三轴加速度信号进行功率谱密度分析,得出铆接区域 6 点钟方向在发动机运行时所承受的载荷主要为相对于地面坐标系的上下振动,即沿铆钉轴向的振动,因此需在仿真试验中为铆钉设置周期性的轴向拉伸载荷,可通过设置 2 个被连接件相对位移的方式实现对铆钉的拉伸。

2 仿真计算

2.1 仿真参数设置

仿真模型由进气道内筒蒙皮、发动机套筒、铆钉以及模拟铆接过程的冲头构成,进气道内筒蒙皮厚度为 1.8 mm,材质为 2B06 铝合金;发动机套筒厚度为 2 mm,材质为 TC2 钛合金;铆钉与冲头材料为 2A10 铝合金。各材料的部分性能如表 1 所示。

仿真涉及铆钉的塑性成型,2A10 铝合金采用 Johnson-Cook (J-C) 失效模型, J-C 失效模型适用于材料准静态条件下的塑性变形,对于铆接成型仿真来说 J-C 失效模型较为适用^[19]。J-C 材料强度失效模型的表达式为

式如下。

$$\sigma = [A + B\varepsilon^n][1 + C \ln \dot{\varepsilon}^*][1 - T^{*m}] \quad (1)$$

$$\dot{\varepsilon}^* = \frac{\dot{\varepsilon}}{\dot{\varepsilon}_0} \quad (2)$$

$$T^* = \frac{T - T_r}{T_m - T_r} \quad (3)$$

式中, σ 为材料的屈服应力, MPa; A 为材料的准静态屈服强度, MPa; ε 为塑性应变; B 为材料应变硬化常数, MPa; n 为材料应变硬化指数; C 为应变率敏感指数; $\dot{\varepsilon}^*$ 为应变率; T_m 为材料熔点, °C; m 为材料温度的敏感系数; $\dot{\varepsilon}_0$ 为参考的应变率; T 为材料瞬时温度, °C; T_r 为室温, °C。

在 ABAQUS 软件中为 2A10 铝合金选择 J-C 失效模型,相关参数值如表 2 所示。

铝合金板与钛合金板的变形主要为弹性变形,在钉孔周围存在挤压导致的微小塑性变形,在仿真软件中通过设置应力-应变表的方式定义 2B06 铝合金与 TC2 钛合金的塑性参数,2 种材料的应力-应变表如表 3 和 4 所示。

仿真相关设置(图 4)如下。

(1) 变形设置: 铆钉及被铆接件为变形体,两侧冲头为刚体。

(2) 仿真属性设置: 在铆钉与板材、两侧冲头之间,板材与板材之间设置为通用接触,设置摩擦系数为 0.3,法向方向为硬接触,仿真接触对设置如图 4(a) 所示。

(3) 网格划分: 使用 C3D8R 六面体网格对模型进行划分。定义进气道内筒蒙皮和发动机套筒的近似

表 1 材料性能
Table 1 Material properties

材料	弹性模量 / MPa	密度 / (kg·m ⁻³)	泊松比
2A10	69000	2800	0.31
2B06	65262	2700	0.368
TC2	109706	4500	0.324

表 2 2A10 铝合金 J-C 失效模型的相关参数
Table 2 Parameters of J-C failure model for 2A10 aluminum alloy

A/MPa	B/MPa	C	n	m
297	426	0.015	0.34	1

表 3 2B06 铝合金的应力-应变
Table 3 Stress-strain of 2B06 aluminum alloy

序号	屈服应力 / MPa	塑性应变
1	58.2	0
2	100	0.05
3	120	0.1
4	250	0.35
5	275	0.45

表 4 TC2 钛合金的应力-应变
Table 4 Stress-strain of TC2 titanium alloy

序号	屈服应力 / MPa	塑性应变
1	1000	0
2	1200	0.05
3	1300	0.1
4	1400	0.2
5	1600	0.3

全局网格种子尺寸为 0.3 mm,铝板划分成 127942 个网格,钛板的网格数为 138075。为铆钉设置尺寸 0.12 mm 的网格种子,以便更精准地分析铆钉的受载情况,每颗铆钉划分 7336 个网格。划分网格后的装配体如图 4(b) 所示。

(4) 边界条件: 无间隙模型边界条件如图 4(c) 所示,为沉头一端的冲头施加固定约束,为另一侧的冲头施加向下的位移约束;同理为含间

隙模型施加相同的边界条件,如图4(d)所示。

2.2 分析步设置

简化后的等效几何模型中共有4颗铆钉,依次命名为钉1、钉2、钉3、钉4。假定钉1为圆环区域铆接工作开始时铆接完成的第1颗钉,钉1首先完成铆接,随着圆环区域其他位置制孔-铆接工序的完成,钉4、钉3、钉2依次完成铆接,因此在仿真中设置铆接顺序为1、4、3、2,以模拟装配现场的顺时针加工方法对夹层间隙较大区域的铆钉连接强度的影响。

含间隙铆接仿真共设置6个分析步,分析步1~4中依次对钉1、钉4、钉3、钉2进行铆接,冲头位移为3 mm,在分析步5时撤出所有铆接冲头,分析步1~5时长为0.001 s;在分析步6中为被连接件施加位移载荷 U_z ,分析步时长为0.002 s。各分析步边界条件设置如图5所示,在分析步1~4中,约束上下板两端的位移,同时在各分析步对应的铆钉铆接时为两侧冲头施加位移载荷 U_z ,冲头位移为3 mm,依次完成铆接;冲头撤出后,取消约束在板两端的位移,约束安装边下表面6个自由度方向上的所有位移。同时为蒙皮上表面施加向上的、最大位移为0.3 mm的周期性位移载荷 U_{zmax} ,使铆钉承受周期性轴向拉伸载荷。周期性载荷的频率为1250 Hz,此频率下铆接结构可在0.002 s内进行2次循环周期,并在分析步结束时保持位移最大的状态,以便进行分析。周期性曲线的位移载荷幅值曲线方程为

$$f = 0.5 - 0.5\cos 7854t$$

式中, f 为位移载荷幅值,mm; t 为分析步时间,s。

仿真过程包含了4颗铆钉的压铆、撤出冲头、施加位移载荷的全过程。在分析步1~3中,随着钉1、钉4、钉3依次完成铆接,夹层间隙高度逐渐减小,间隙跨度逐渐缩短;钉2完

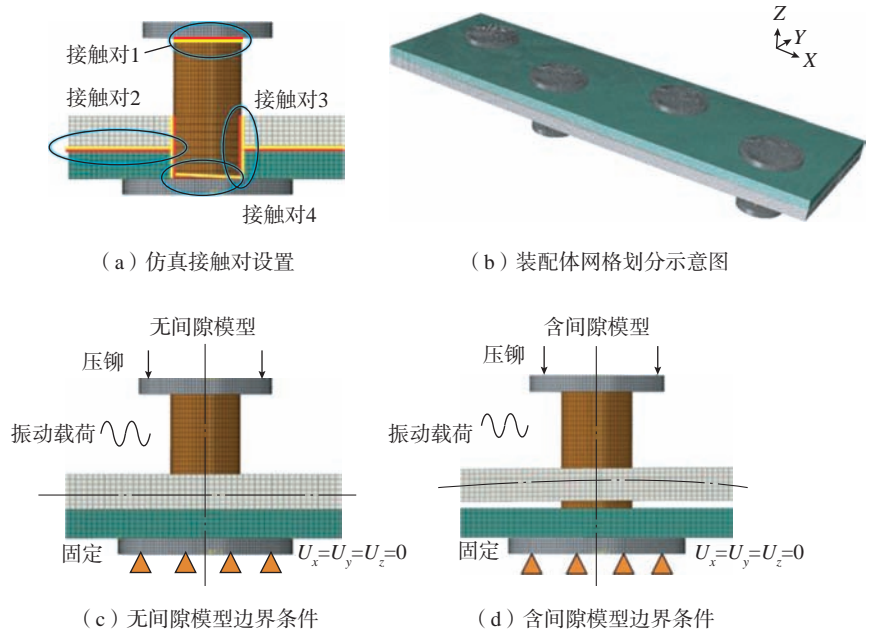


图4 仿真相关设置

Fig.4 Schematic diagram of simulation

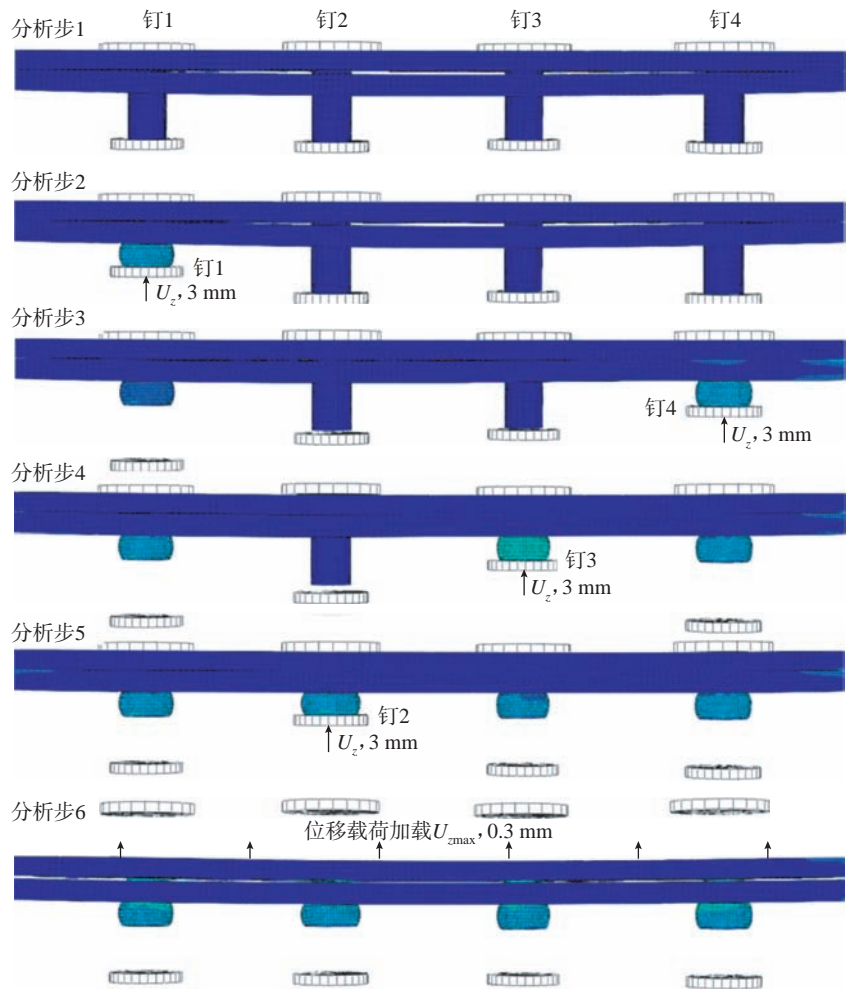


图5 含间隙铆接分析步设置

Fig.5 Setting of analysis steps for riveting with clearances

成铆接后,间隙基本消除,套筒与蒙皮被压紧。

3 试验验证

为了研究含间隙铆接对于铆接结构疲劳强度的影响,设计疲劳振动试验。试验设计的思路为模拟真实服役情况下该区域的载荷,分别对含间隙铆接和无间隙铆接情况下的试件进行疲劳振动试验,得到各自的疲劳寿命,并与仿真结果互相验证,以研究含间隙铆接对铆接试件疲劳寿命的影响。准备如图6所示的试件,试件由两块板以铆接的方式连接在一起,一端模拟进气道内筒蒙皮,材料为2B06铝合金,厚度为1.8 mm;另一端模拟发动机套筒,由TC2钛合金材料制成;铆钉为符合HB8065标准的4 mm×9 mm,90°沉头半冠状铆钉,材质为2A10铝合金。分别制作含间隙和无间隙的试件,无间隙试件上铆钉的相对位置以及制孔-铆接方法均与真机保持一致;含间隙试件的制备过程与仿真分析中的流程基本一致,首先完成最左侧钉1的制孔和铆接,之后在两板之间放入厚度为0.5 mm的垫片,再进行最右侧钉4的制孔和铆接,取出垫片,再分别为钉3和钉2进行制孔和铆接工作,最终使两板的间隙被压平,完成含间隙铆接试件的制备。

在飞机结构中,该铆接区域承担着连接进气道内筒蒙皮与发动机套

筒的作用,该区域前端的进气道区域受机身隔框的约束,后端的发动机套筒连接发动机,因此该铆接区域承受着传递一部分发动机振动载荷的作用。为振动试验设计如图7所示的试验夹具,夹具的横梁用于固定试件的钛合金板,两侧支架底部设计有螺栓固定孔,可将夹具整体固定在振动试验台上。试件的钛合金板一端由螺栓连接在夹具的横梁上,另一端与特定质量的模拟载荷重块连接,模拟载荷重块由于惯性会产生与振动试验机台面相反的运动趋势,从而实现轴向振动载荷的加载。

使用电磁振动试验台进行振动试验。对真机发动机运行状态下的振动加速度进行测量可知,圆环区域下方位置的振动以垂直方向的振动为主,即铆钉的轴向方向,其他方向上的振动加速度量级仅为垂直方向的1/10,可认为使铆钉发生疲劳断裂的主要因素为周期性轴向载荷,因此在试验中设置振动试验台来进行垂直方向上的振动加载。

振动参数的设置以振动试验台高功率模式下模拟载荷重块在垂直方向上存在位移为标准,当模拟载荷重块存在垂直方向的位移时,可在铆钉连接处产生拉伸载荷。采用逐级加载的方式施加振动载荷,逐级加载是因为振动试验进行一段时间后试件会出现松动,此时模拟载荷重块振幅将会变小;改变振动试验台的频率、强度等参数,使模拟载荷重块

位移达到可以为铆钉连接处提供拉伸载荷的水平。经调试,试验台参数设置为频率7 Hz,强度25%,在该参数条件下,试验装置整体振幅为5.93 mm,振动加速度为0.98g,模拟载荷重块位移量能够为试件提供拉伸载荷。疲劳振动试验台如图8所示。

4 结果与讨论

由于铆钉的镢粗属于塑性变形,该塑性变形阶段较高水平的应力保留到了完成加载分析步,镢粗区域的高水平应力会影响加载分析步中载荷的效果,因此在分析结果时隐藏铆钉上镢粗的区域,重点分析沉头与钉杆过渡段的应力水平。在沿着铆钉轴线方向,最大应力全部集中在沉头与钉杆过渡处。

图9为无间隙铆接的仿真结果,该仿真用于与含间隙铆接的仿真结果作对比,其所有设置及分析步均与含间隙铆接保持一致,仅模型与含间隙仿真模型不同。各铆钉沉头根部区域的最大应力已标注在图9中(Max),用于与含间隙的仿真进行对比。无间隙铆接仿真中各铆钉最大

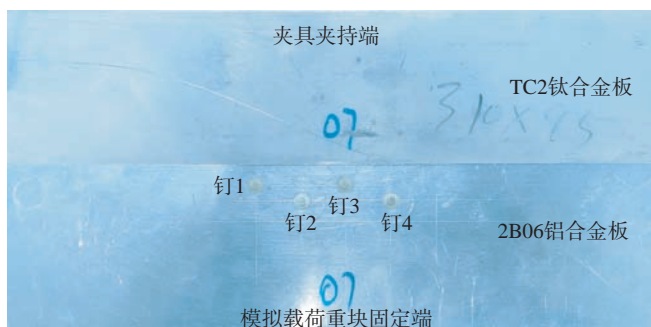


图6 振动疲劳试验试件
Fig.6 Workpiece for vibration fatigue test

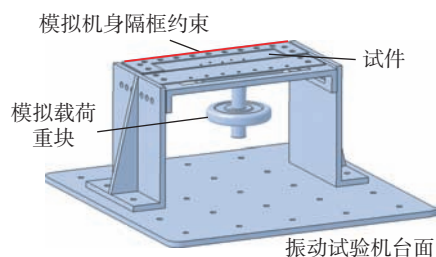


图7 振动试验夹具示意图
Fig.7 Schematic diagram of vibration test clamp

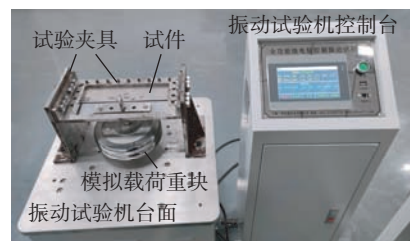


图8 疲劳振动试验台
Fig.8 Fatigue vibration test bench

应力基本一致,对比含间隙的仿真结果即可排除仿真设置及分析步加载等因素对仿真结果的影响。

图 10 为含间隙铆接的仿真结果,相比于无间隙铆接,含间隙铆接的铆钉沉头根部最大应力明显偏大。在无间隙铆接仿真中,最后铆接的钉 2 的最大应力为 267.9 MPa,而在含间隙铆接的仿真中,其最大应力则达到了 295.5 MPa,可见铆接夹层间隙的存在增加了铆钉承受的载荷;较高的应力水平会影响铆钉的健康状态,不利于铆接结构的长期服役。对比含间隙铆接的 4 颗铆钉可发现,最后铆接的钉 2 应力最大,其次是钉 3,可知夹层间隙跨度会对铆钉承载能力造成影响;相同间隙高度下,间隙跨度越短,铆钉内部应力越大,最后完成铆接的铆钉需要压平剩余间隙,因此造成其内部应力最大。

在铆钉顺次铆接压紧的过程中,提取各铆钉疲劳寿命与间隙跨度,绘制疲劳寿命与间隙跨度的变化趋势(图 11)。在含间隙铆接过程中,当对钉 1 进行铆接时,被铆接件整体处于松弛状态,此时间隙跨度最大,铆钉铆接为被铆接件带来的变形可分散到整块板,因此铆接完成时被铆接件对铆钉形成的额外应力较小,此时铆钉沉头根部最大应力为 279.5 MPa。随着铆接的进行,两块板之间的间隙逐渐被压平,间隙跨度逐渐减小,铆钉铆接时带来的压力由较小的间隙区域所承载,造成板内局部应力逐渐增大;铆接进行至钉 2 时,间隙跨度缩小为 20 mm,且间隙两端均由铆钉固定,铆钉压紧时挤压间隙产生的变形难以传递,因此在间隙区域板内部形成了因挤压造成的应力来对抗强行铆接造成的变形,作用在铆钉上则体现为对铆钉造成的额外拉伸作用,增大了铆钉内部的应力,因此钉 2 处的应力最大,为 295.5 MPa。在被连接件的含间隙铆接过程中,随

着间隙跨度减小,铆接造成的额外应力逐渐增大。

由图 11 还可知,含间隙铆接试件的循环次数均低于无间隙铆接试件,且随着间隙跨度的减小,含间隙铆钉与无间隙铆钉疲劳寿命的差值越大。间隙跨度为 80 mm 时,与无

间隙铆接的铆钉相比,含间隙铆接的铆钉疲劳寿命降低了 4.7%;而间隙跨度为 20 mm 时,其疲劳寿命降低了 18.0%;表明在含间隙的情况下进行铆接会影响试件的疲劳寿命,且在相同间隙高度条件下,间隙跨度越短,二者疲劳寿命的差距越

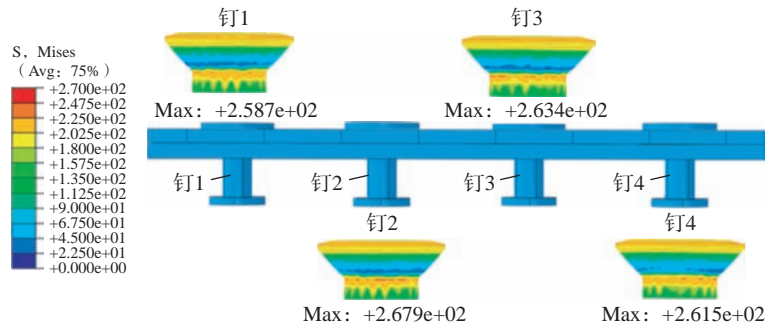


图 9 无间隙铆接仿真结果 (MPa)

Fig.9 Simulation results of riveting without clearances (MPa)

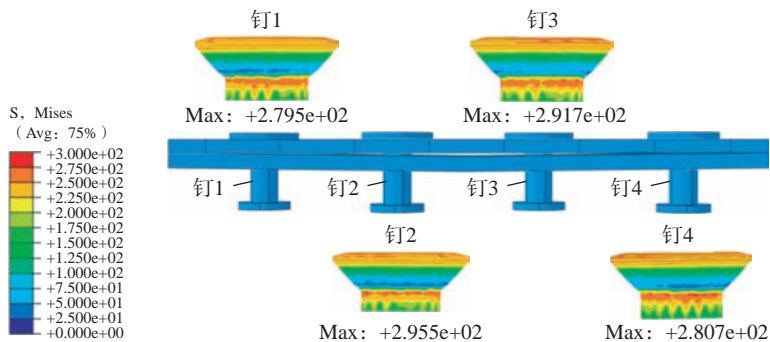


图 10 含间隙铆接的仿真结果 (MPa)

Fig.10 Simulation results of riveting with clearances (MPa)

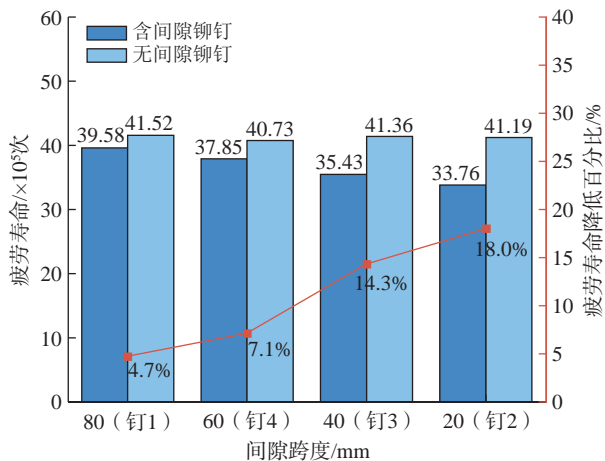


图 11 铆钉疲劳寿命对比

Fig.11 Comparison of rivet fatigue life

大。

在振动试验中,无间隙铆接的钉1为循环次数最多的铆钉,因此以钉1的疲劳寿命为依据定义疲劳寿命归一化因子,该因子在数值上等于试件各铆钉的疲劳循环次数和无间隙铆接试件钉1的疲劳循环次数之比。探究疲劳寿命归一化因子和最大应力随间隙跨度的变化,结果如图12所示。可知,随着间隙跨度的减小,含间隙铆接试件与无间隙铆接试件的疲劳寿命均逐渐降低,但含间隙铆接试件的下降趋势更明显;二者的最大应力均逐渐增大。将仿真结果与振动试验结果进行对比可知,疲劳寿命归一化因子变化趋势与仿真中铆钉最大应力变化趋势保持一致,仿真与试验结论均证明,随着间隙跨度的减小,铆钉的受力状态均朝着不利于承受载荷的方向发展。

5 结论

本文通过有限元仿真的方法研究了装配间隙对多钉圆环形构件铆接头振动疲劳性能的影响,通过在仿真中模拟真实场景的装配次序,研究了装配间隙跨度对铆接头振动疲劳性能的影响,得出以下结论。

(1)采用沿圆环顺次制孔-铆接的工艺对圆环结构进行铆接连接时,两个被连接件之间的间隙会随

着铆接的进行逐渐沿加工方向而推延,最终使间隙聚集在最后几颗铆钉的区域,导致铆接质量不佳,对间隙区域的铆钉振动疲劳性能造成影响。

(2)使用压铆工艺对含间隙的结构进行铆接,铆接过程中间隙会被压平,导致被连接件产生变形,在被连接件内部形成装配应力,装配应力同样会作用在铆钉上,在铆钉沉头根部造成额外应力,影响铆钉的振动疲劳性能。振动疲劳试验结果表明,相比无间隙试件,含间隙铆接试件的疲劳寿命显著降低。

(3)间隙跨度会影响铆钉的最大应力,间隙跨度越小,铆钉的最大应力越大。随着铆接加工的不断进行,间隙跨度逐渐减小,压铆工艺对被连接件造成的变形难以扩散,导致应力集中。仿真结果与振动疲劳试验均表明,相比于间隙跨度较大的情况,跨度小的间隙被压平时,在被连接件内部造成的装配应力更大,从而在铆钉沉头根部形成更高的应力,对铆钉的振动疲劳性能影响更严重。

参考文献

[1] LI M, TIAN W, HU J, et al. Study on shear behavior of riveted lap joints of aircraft fuselage with different hole diameters and

squeeze forces[J]. Engineering Failure Analysis, 2021, 127: 105499.

[2] ZHAO H W, XI J J, ZHENG K L, et al. A review on solid riveting techniques in aircraft assembling[J]. Manufacturing Review, 2020, 7: 40.

[3] 曹增强,张铭豪,谭学才,等.航空复合材料结构铆接技术综述[J].航空制造技术,2023,66(1/2):26-37.

CAO Zengqiang, ZHANG Minghao, TAN Xuecai, et al. Overview of riveting technology for aviation composite structure[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2023, 66(1/2): 26-37.

[4] 张利军,王幸运,郭启义,等.钛合金材料在我国航空紧固件中的应用[J].航空制造技术,2013,56(16):129-133.

ZHANG Lijun, WANG Xingyun, GUO Qiyi, et al. Application of titanium alloy in Chinese aircraft fastener[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013, 56(16): 129-133.

[5] BOUAZIZI M, LAZGHAB T, SOULA M. Mechanical response of a hexagonal grid stiffened design of a pressurized cylindrical shell-application to aircraft fuselage[J]. Thin-Walled Structures, 2018, 127: 40-50.

[6] 汪才,艾延廷,陈仁桢,等.航空发动机振动传递特性研究进展[J].航空发动机,2023,49(2):72-88.

WANG Cai, AI Yanting, CHEN Renzhen, et al. Research progress on vibration transmission characteristics of aeroengine[J]. Aeroengine, 2023, 49(2): 72-88.

[7] SKORUPA M, SKORUPA A, MACHNIEWICZ T, et al. Effect of production variables on the fatigue behaviour of riveted lap joints[J]. International Journal of Fatigue, 2010, 32(7): 996-1003.

[8] ZENG C, XUE J T, LIU X Y, et al. Design variables influencing the fatigue of Al2024-T3 in riveted aircraft lap joints: Squeeze force and initial fit tolerance[J]. International Journal of Fatigue, 2020, 140: 105751.

[9] PAPUGA J, STEJSKAL J. Effect of some riveting process parameters on the fatigue life of double-shear lap joints[J]. Engineering Failure Analysis, 2022, 134: 106008.

[10] KORBEL A. Effect of aircraft rivet installation process and production variables on residual stress, clamping force and fatigue behaviour of thin sheet riveted lap joints[J]. Thin-Walled Structures, 2022, 181: 110041.

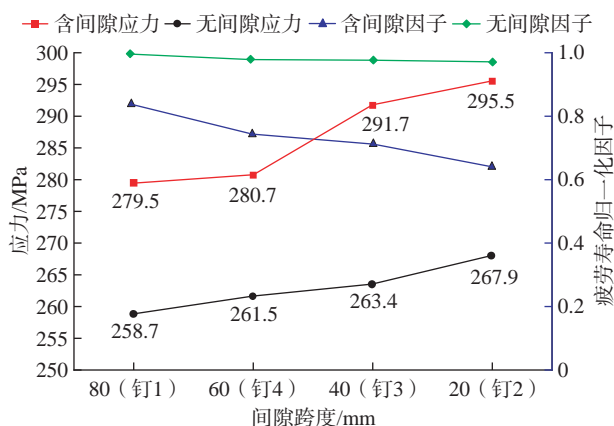


图12 间隙跨度对最大应力和疲劳寿命归一化因子的影响

Fig.12 Effect of clearance span on the maximum stress and fatigue life normalization factor

- [11] ZENG C, LIAO W H, TIAN W. Influence of initial fit tolerance and squeeze force on the residual stress in a riveted lap joint[J]. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 2015, 81(9): 1643–1656.
- [12] RANS C, STRAZNICKY P V, ALDERLIESTEN R. Riveting process induced residual stresses around solid rivets in mechanical joints[J]. *Journal of Aircraft*, 2007, 44(1): 323–329.
- [13] LI G, SHI G Q, BELLINGER N C. Studies of residual stress in single-row countersunk riveted lap joints[J]. *Journal of Aircraft*, 2006, 43(3): 592–599.
- [14] ZHENG B, YU H, LAI X, et al. Analysis of residual stresses induced by riveting process and fatigue life prediction[J]. *Journal of Aircraft*, 2016, 53(5): 1431–1438.
- [15] LACROIX C, MATHIEU L, THIÉBAUT F, et al. Numerical process based on measuring data for gap prediction of an assembly[J]. *Procedia CIRP*, 2015, 27: 97–102.
- [16] KIRAL B G. Effect of the clearance and interference-fit on failure of the pin-loaded composites[J]. *Materials & Design*, 2010, 31(1): 85–93.
- [17] ZHAI Y N, LI D S, LI X Q, et al. An experimental study on the effect of joining interface condition on bearing response of single-lap, countersunk composite-aluminum bolted joints[J]. *Composite Structures*, 2015, 134: 190–198.
- [18] 徐贺, 孟庆勋, 张辉, 等. 螺栓拧紧顺序对飞机 CFRP 壁板装配变形影响研究 [J/OL]. *机械科学与技术*, 2023[2024-01-05]. <https://doi.org/10.13433/j.cnki.1003-8728.20230335>.
- XU He, MENG Xingxun, ZHANG Hui, et al. Study on the influence of bolt tightening sequence on the assembly deformation of aircraft CFRP panel[J/OL]. *Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering*, 2023[2024-01-05]. <https://doi.org/10.13433/j.cnki.1003-8728.20230335>.
- [19] 李杰. 2A10 铝合金铆钉电磁铆接工艺试验及数值模拟研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2014.
- LI Jie. Experimental and numerical simulation study on electromagnetic riveting process of 2A10 aluminum alloy rivets[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2014.

Study on Effect of Riveting Sandwich Clearance on Vibration Fatigue Performance of Single-Lap Riveted Joint

ZHANG Hui, PAN Xin, ZHANG Yongliang, WANG Hui, BAI Jipeng, DU Jie

(AVIC Shenyang Aircraft Industrial (Group) Co., Ltd., Shenyang 110034, China)

[ABSTRACT] In order to explore the influence of assembly clearance on the vibration fatigue performance of single-lap structure, an elastoplastic finite element model of metal riveting joint of local structure in aircraft engine air intake is established by using ABAQUS software. The Johnson–Cook failure criterion is used to simulate the progressive failure behavior of rivets and connected parts, and the stress distribution and vibration fatigue life of riveting joint considering different assembly clearance amounts are obtained. The vibration fatigue test is carried out on single-lap riveting joint, and the experimental results are in good agreement with the simulation results in terms of fatigue life, which verifies the accuracy of the numerical model. Compared with the model without clearance, the vibration fatigue life of riveting joint with assembly clearance is significantly reduced by 4.7%–18.0%. The existence of clearance also leads to the transfer of extrusion load between adjacent rivets during riveting process, which is generally expressed as the stress surge at the contact interface between rivets and connected plates, leading to differences in residual stress fields of riveting joint with and without clearance, thereby affecting the vibration fatigue performance of riveting joint.

Keywords: Multiple fastener riveting; Single-lap joint; Assembly clearances; Stress distribution; Vibration fatigue life

(责编 向阳)