

强迫定位装夹对航空复合材料构件几何-物理装配性能的影响与协同保障

郭飞燕¹ 张永亮² 刘嘉良^{1*} 张辉²

1.北京科技大学机械工程学院,北京,100083

2.沈阳飞机工业(集团)有限公司,沈阳,110850

摘要:航空用复合材料大尺寸薄壁构件自身成形精度较低、面内翘曲变形大,装配误差累积易在配合连接部位出现不期望的几何间隙与外形超差,在工程中通常采取施加局部装夹力的强迫方式予以被动消减,但此种方法会引发不均衡的装配内应力分布甚至内部损伤等质量问题,直接影响装配结构的飞行服役性能。首先阐述强迫定位装夹原理,解析强迫定位装夹对复合材料弱刚性薄壁件装配几何精度与内应力/损伤等物理性能的影响规律;然后,从分析装配前的强迫装夹工艺参数优化、装配中的工装柔性定位力-位调整两方面出发,解析强迫装配力限值设定、几何间隙消减、应力/损伤演化预测、装夹工艺参数优化反求、应力/损伤精准测量等关键技术及其具体实现步骤方法,以实现强迫定位装夹过程中装配变形、内应力和损伤状态等形性指标的耦合分析、主动控制与协同保障;最后,从实际工程应用的角度出发,提出面向复合材料构件高质高效与低成本装配目标的下一步工作重点。

关键词:强迫定位装夹;装配内应力;装配损伤;形性耦合分析;协同调控

中图分类号: V262

DOI:10.3969/j.issn.1004-132X.2025.04.002

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Effects of Forced Positioning & Clamping on Geometric and Physical Assembly Performances for Composite Structures and Collaborative Guarantee Strategies

GUO Feiyan¹ ZHANG Yongliang² LIU Jiali^{1*} ZHANG Hui²

1.School of Mechanical Engineering, University of Science and Technology Beijing, Beijing, 100083

2.AVIC Shenyang Aircraft Industrial(Group) Co., Ltd., Shenyang, 110850

Abstract: The large-size & thin-walled aviation composite structures had low forming accuracy and huge in-plane warping deformation. The accumulation of assembly errors, unexpected geometric gaps and shape deviations were prone to occur at the joining areas. In engineering, passive reduction actions, such as applying local clamping forces was usually applied, but uneven internal stress distribution and even internal damages would be occurred, which affected the mechanical performances of the structures in service directly. Firstly, the principle of forced positioning clamping was explained, and the affection on geometric accuracy and mechanical properties of weak rigid composite parts was analyzed. Secondly, starting from the analysis of two main aspects, i.e. optimization on forced clamping process parameters before assembly, and flexible positioning force&position adjustment of fixtures during assembly, five key technologies were solved with detailed technical solutions, i.e. setting forced assembly force limits, reduction of geometric gaps, prediction of stress/damage evolution, reverse optimization of forced clamping process parameters, and precise measurement of assembly stress&damage. Then the active control of shape&force coupling and macro & micro collaborative guarantee in the clamping processes for assembly performance, could be achieved. Finally, for the composite assembly structures, from the perspective of practical engineering applications, the future working focus towards high assembly quality and efficient, and low-cost assembly goals were proposed.

Key words: forced positioning & clamping; assembly internal stress; assembly damage; shape & force coupling analysis; collaborative adjustment&control

收稿日期:2024-08-24

基金项目:国家自然科学基金(52175450);国防基础科研项目(JCKY2023205B006)

0 引言

碳纤维增强树脂基复合材料(carbon fiber reinforced plastic, CFRP)具有密度小、比强度

高、耐冲击性强、耐磨耐腐蚀性好等特点^[1],符合航空新型号对结构服役力学性能的要求,例如结构强度与疲劳等指标。随着复合材料(简称“复材”)成形、加工与装配技术的发展,碳纤维增强树脂基复材在航空上的应用逐渐由整流罩、舱口等小型非承力构件过渡到翼肋、机身等大型主承力结构中^[2]。复材的使用比例已成为衡量飞机是否先进的重要指标:如美国 F-22 和 F-35 等五代机使用的复材分别占自身质量的 26% 和 36%,国内主力机型歼-20 的复材使用比例达到 30% 左右^[3]。呈现出大型化、整体化特点的新一代复材构件的自身成形精度较低(厚向尺寸的 5%~8%),大尺寸薄板件的面内翘曲变形可达到毫米级,在装配作业过程中,容易出现型面几何外形超差以及配合间隙不均匀等现象,对机体结构的气动外形影响较大。在装配现场,为保证复材薄壁构件装配作业的顺利进行,通常采用强迫定位装夹、强迫校形等方式,即通过施加额外的定位装夹力来保障关键特性点的正确空间位姿以及控制装配变形和损伤状态。

本文首先解析了强迫定位装夹原理,阐述了强迫定位装夹对复材薄壁构件几何与力学装配性能的影响,并从装夹工艺参数、工装力-位柔性装调方面出发,分析强迫定位装夹性能的系统性保障策略及存在的问题,提出并解析所涉及的装夹力限值设定、几何间隙消减、物理装配性能演化预测与测量、工艺参数反求等关键技术,最后指出下一步研究重点。

1 强迫定位装夹对复材薄壁构件几何与物理装配性能的影响分析

为对复材薄壁构件装配质量的保障研究提供技术支撑,本节阐述了强迫定位装夹操作的基本原理,并解析了强迫定位装夹对复材装配几何精度、结构内应力分布与损伤状态等物理装配性能的影响规律及效果。

1.1 强迫定位装夹原理

在施加的定位约束完全限制复材弱刚性构件的六个空间自由度后,由于受尺寸/形位误差、工装定位误差、装配变形等因素影响,零部件配合界面处的几何状态会不一致,从而产生过大的装配间隙或外形装配超差等现象,无法达到装配体的精度要求,此时需借助施加“额外的”装夹力、压紧力或校形力等类型的载荷来调整配合面的形状或零件的装配位置,即通过使复材薄壁构件发生适量的空间位置姿态变化或微量的受迫变形来实现

局部装配间隙与整体装配协调偏差的消减,进而得到满足装配设计要求的几何外形与物理性能等质量参数。作为一种保障装配质量要求的被动式工艺方法,这种装配方式利用外力载荷以强制消减零组件之间现实存在的装配间隙或偏差,称为“强迫定位装夹”,具体过程如图 1 所示。

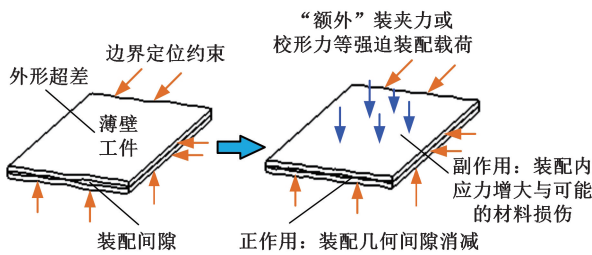


图 1 强迫定位装夹过程原理示意图

Fig.1 Principle of forced positioning and clamping

强迫定位装夹操作通过改变大尺寸复材弱刚性工件与工装夹具间的相互作用,采用在工件配合面施加载荷的装配方式装夹,在一定程度上可提高装配几何精度,并减少配合界面处的加垫、打磨等装配作业完工前的修配工作量。在具体的操作中,强迫装配操作虽可在一定程度上消减结构件间的装配间隙,但考虑到配合间隙分布的非均匀性,装夹力会引起复材构件内部产生非均衡的应力分布与局部区域的应力集中现象,在应力过大时极易导致复材构件表面发生压溃,内部发生分层、基体破坏以及纤维断裂等多样式的装配损伤,影响连接结构的力学可靠性和服役寿命。在装配现场,由于影响装配几何与物理质量的材料、工艺、作业等因素具有极强的不确定性,因此零部件结构的内部装配物理状态难以准确预测与协同调控。从降低生产成本、提高装配质量与效率等角度,现场的强迫装夹或校形的操作通常难以避免。例如,工程中的典型强迫装配场景如图 2 所示。在复材薄壁工件(例如外形壁板件)与骨架组件(例如由翼肋、翼梁或隔框等零件预先装配而成)装配时,考虑到制造误差、定位/连接误差、变形误差等因素,在外形内表面与骨架外表面的某些配合部位会存在装配间隙,影响外形装配质量,此时,需要在柔性装调系统中的多个数控定位器末端处施加一定大小的校形力或改变末端定位位置,使薄壁工件在沿表面的法向上发生向内或向外的局部微小变形,以获得所要求的几何与物理装配性能状态。在图 2 中,校形力可为拉力或压力两种形式,在实际工程中,通常存在适量的装配间隙以直接开展后续的连接等工序操作,因此,需首先明晰校形力对复材薄壁结构几何与物理装配性能状态的影响规律。

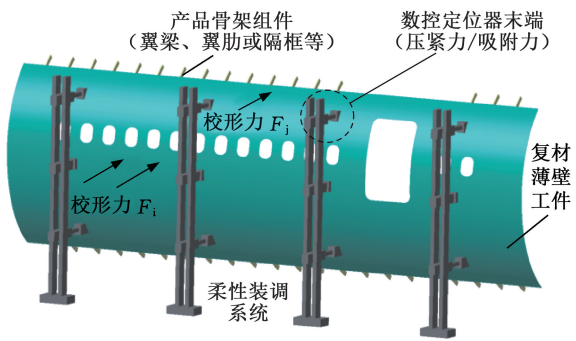


图2 工程中的典型强迫定位装夹场景

Fig.2 Typical forced positioning & clamping scenarios in engineering

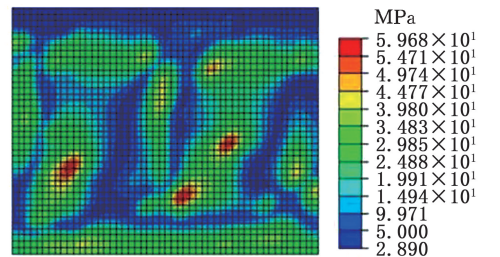
1.2 强迫定位装夹对装配几何变形与内应力的影响分析

在施加强迫定位装夹工艺操作时,复材薄壁工件会随着载荷力的施加逐渐发生形变,使得在减小配合间隙的同时,在复材构件的内部产生附加的零件间作用力,称为装配内应力^[1,4]。装配内应力非均衡与集中分布的特点会导致复材构件内部纤维与基体间的力学状态发生改变,而当装配应力趋向于逼近或超越材料承受极限时则会诱发材料损伤现象的发生。

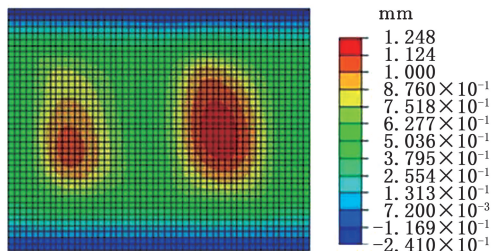
LIU等^[5]采用宏微观跨尺度与多阶段装配分析的手段,在大型复材壁板上划分子区域,通过应力投影的方法研究了各区域中的微应力分布,实现了压紧力作用下装配应力与变形的精准预测。具体地,壁板根部拐角处的下陷变形达2 mm,凸区域两侧最大翘曲变量为0.922 mm,其他区域在0.7 mm以内;在0.03 MPa、0.09 MPa的工装定位器负载压力下,最大应力分别为8.25 MPa和203.5 MPa。考虑到在复材-铝合金试件的强迫装配中,装配间隙的消减主要受 x 向弯曲变形和 y 向螺栓挤压的影响,叶鑫等^[6]使用应变片获取试件局部表面的应变分布,并结合三维数字图像相关技术(digital image correlation, DIC)获取了试件表面的全场应变场,得出装配变形规律。基于层合板理论,万玉敏等^[7]首先通过解析法推导了典型薄壁复材构件在不同尺寸条件下的压缩和剪切屈曲载荷变化规律,通过设定边界条件及加载方案,发现在轴向压缩测试中发生的失效主要由壁板屈曲变形导致,面内剪切测试则展现出局部不稳定现象,理论预测、数值模拟与试验测量的屈曲载荷较为吻合,偏差分别为3.7%与6.5%。此外,郭瑜超等^[8]结合复材壁板装配的试验装置,利用全机身受载与试验受载状态下的壁板应变差异构建了应变误差矩阵,考虑各元素的加权系数,以误差平方和最小化为目标函数,以基

准载荷系数为优化变量,运用罚函数和最速梯度法实现了载荷的无约束优化,发现在连接过渡区域、支撑点和加载点附近出现了较高的应力水平,与全机身受载应变分布趋势一致且误差在10%以内。

在具体强迫定位装夹操作中,考虑到可能出现的配合间隙分布、大小与形态,张桂书^[9]首先建立了翼盒部件的装配间隙几何模型,在对未填隙状态与填隙状态下复材件应变、应力的分布进行仿真,并设计装配试验,获取了双固支/单固支/单搭接装配试件的应变与应力测量数据。但采用局部应变片结合有限元方法不能得到应力应变场的全局分布信息,存在测量盲点且精度低。针对此问题,张秋月^[10]建立了基于内聚力单元的有限元模型,在优化装配压紧力大小与布局后,将压紧方案在有限元模型中验算,获得了装配间隙消除率、复材结构件间的应力应变状态和分层损伤情况,发现优化后的强迫装夹方案能够在不使壁板产生分层损伤的前提下提高间隙消除率,并且壁板的应力和应变分布更加均匀。具体地,复材壁板在压紧力施加处和边界条件处的装配应力最大,约为59 MPa;自由上边界处装配应力较小,约为5 MPa;壁板表面应力场和位移场分布较为均匀,70%的区域应力值为30 MPa左右,90%的区域位移约为0.5 mm,而壁板两侧中心处的位移最大,约为1.25 mm,如图3所示。



(a) 应力分布



(b) 位移分布

图3 压紧力作用下壁板表面的应力与位移分布^[10]
Fig.3 Surface stress and displacement distribution of skin panels under compression force^[10]

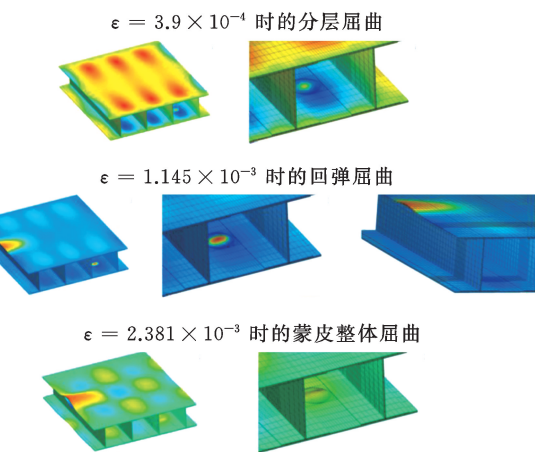
综上,借助理论解析、有限元仿真与试验验证相结合的手段,对装配形性状态的耦合关联与宏微观协同分析后可发现:复材薄板件的装配变形

与内部应力状态直接关联于压紧力与装配几何间隙的大小,具体的应力水平与间隙厚度(或高度)成正相关关系,在连接孔周边与装夹区域更为显著;装配应力会导致结构的力学性能发生变化,在压紧力施加处会引发高应力集中,而自由边界或远离施力点区域的应力水平则相对较低,但变形可能较大。针对复材薄板件在强迫定位装夹场景下的装配响应,需重点分析以下区域的状态变化:①装夹接触区域应力分布最为集中,几何变形大;②装夹区域周边,装夹区域产生的应力会向周围材料扩散,产生较大的几何变形;③复材层间区域,复材是由多层不同方向的增强纤维与基体组构成,各铺层间的力学性能差异、装夹力大小与分布不均匀会在复材件自身的组成层间产生内应力,引起工件的宏观变形以及材料自身可能发生的损伤;④薄板边界区域,受集中的应力传递与工件几何连续性等因素影响,可能会产生较大的扭翘几何变形形式;⑤结构薄弱或缺陷区域,由于刚度较低,在装夹力作用下的变形量较明显。

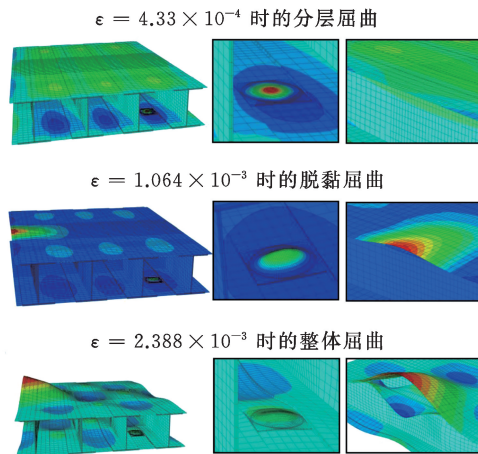
1.3 强迫定位装夹对装配损伤状态的影响分析

若施加的强迫装配载荷(如沿复材薄壁件主定位面法向上的双向夹紧力、单向压紧力、校形力或吸附力等)过大,会使非均质的多相复材薄壁件内部力学性能发生变化,在装配内应力逼近或超越材料承受极限时会进一步引起装配结构与材料的损伤与破坏。虽然复材具有各向异性的力学属性,但是其装配结构的损伤是一个递进的扩展演变过程^[11]。通过开展强迫连接试验,GOERING^[12]等获取了复材单孔层合板在强迫装配时的损伤形式,并研究了不同体系的基体材料对层合板抗装配分层损伤能力的影响。ZHAO 等^[13]采用产品数据管理与黏着区域法(cohesive zone method, CZM)的失效分析框架,利用有限元模型模拟受力过程,并对复材壁板进行加载与卸载试验,发现加强筋腹板的自由边缘首先出现层内基体裂纹,随后在该区域附近发生层间分层和轻微的纤维失效且扩展速率不稳定。WEN 等^[14]结合工装末端不同外力下的装配应力与装配变形变化情况,使用 Tsai-Hill 失效准则获取了复材翼肋的装配损伤程度。蔡跃波^[15]采用有限元法模拟定位与夹紧阶段的加载方式,通过加入有厚度的内聚力单元,在压紧力作用下模拟壁板最外层铺层与第二层铺层间的分层损伤。RICCIO 等^[16]通过对压缩载荷条件下复材蒙皮分层和桁条脱黏现象的研究,采用虚拟裂纹闭合技术并结合有限元 ABAQUS 和 B2000++模拟了复材层间的损伤演

化过程,具体损伤区域如图 4 所示。周梦倩等^[17]通过建立损伤的三维有限元模型研究了复材 C 形梁在强迫装配后其变厚度区域的应力大小和首次损伤所发生的位置,发现由于存在铺层递减结构不连续现象,变厚度复材 C 形梁局部出现了应力集中,且在圆角变厚度区域即厚段向薄段过渡区域承受拉伸载荷的能力较为薄弱,当载荷不大于 856 N 时可保证整个 T700 复材 C 形梁不发生损伤,当拉伸载荷为 1287 N 时,达到极限载荷。



(a) 不同应变水平下的屈曲事件(B2000++模拟)



(b) 不同应变水平下的屈曲事件(ABAQUS模拟)

图 4 翼盒装配损伤区域分布^[16]

Fig.4 Damage area of wing-box assembly^[16]

许良等^[18]采用有限元分析与试验验证相结合的方法研究了压缩载荷对复材壁板损伤的影响,发现损伤主要发生在筋条间的蒙皮区域,在蒙皮铺层多出两层(0° 和 45°)时,其破坏载荷和屈曲载荷分别增大了 35.4%和 22.2%。KELLY 等^[19]通过开展横向静载试验获取了复材铺层顺序、板厚度及基体材料等参数对复材单孔层合板横向承载的强度、损伤机制及失效形式的影响规律。上述研究虽可分析出损伤发生的位置,但对损伤程度并未作出有效评估。为解决弱刚性复材构件强迫装配变形问题,ZHAI 等^[20-22]将基础试验、多尺

度模拟与全因子试验设计相结合,系统性地开展了强迫装配引起的复材微观应力场分布变化及影响规律、微观损伤机制及参数化表征等研究,在大型客机的大尺寸壁板件应用中发现,强迫装配可使沉头孔处的承载载荷分布均匀化,但在单搭接工件相接触的部位存在较大的相互作用力,会增加连接结构失效风险。考虑到夹紧力会引起装配应力变化,SODERBERG等^[23]利用蒙特卡罗法模拟应力分布,基于有限元仿真构建了制造偏差、定位偏差与装配应力之间的线性关系矩阵,计算了各因素灵敏度系数,基于获得的较准确的装配应力分布水平,按平面应力假设使用Tsai-Hill失效准则评估了复材翼盒的装配损伤情况,并以百分比表示。

综上分析可以发现,装配体结构的内部损伤扩展主要集中在以下区域:①装夹接触区域,强迫装夹力直接和复材薄壁工件接触,若装夹力过大或不均匀,可能会引起材料的基体开裂或层间分层等损伤现象,严重时可能导致工件表面与材料内部的基体压溃或纤维断裂等破坏性结果;②装夹区域周边或转角附近区域,考虑到应力传递或形状突变,这些区域可能受到较大的剪切力和弯曲力,引起应力集中现象或者产生较大内应力,引起的剪切破坏或面内弯曲现象将引发多形式的损伤;③复材层间区域,由于各铺层材料的排布角度差异和内应力的不均匀分布,可能导致在层间产生剥离、脱黏等分层损伤现象;④构件缺陷的区域,若复材工件存在初始微观裂纹,缺陷区域结构强度会降低,当装夹力载荷过大时会引起内应力和变形,使得结构发生破坏的可能性较大。现有研究多考虑复材板件在宏观层面的强迫装夹损伤行为,对纤维、基体等细观组分的影响及对初始分层缺陷等因素考虑不足,使得装配应力、损伤状态的理论计算、仿真分析结果与实际强迫装配操作时的检测结果间的偏差较大。

2 面向几何与物理装配性能保障的强迫定位装夹工艺优化策略及现状分析

为合理运用强迫定位装夹手段协同保障复材薄壁构件的装配几何与物理性能状态,以强迫定位装夹手段对装配结构的影响关系为基础,针对引起强迫定位装夹质量问题的装配应力、几何协调间隙等因素,系统性地分析面向装配全流程的强迫定位装夹工艺优化策略。具体为:①强迫装夹工艺参数优化,采用理论、仿真、试验分析相结合的手段,考虑工件自身制造误差与现场装配工

况等因素,以期在装配作业前获得优化的定位装夹方案与参数,为现场装配质量的保障奠定工艺分析基础;②工装定位力-位柔性调整,在现场装配过程中,通过工装定位执行末端的定位位置、装夹载荷大小的耦合调整,使得装配几何位姿变动与装配物理状态分布等质量指标达到设计要求。

2.1 装配作业前的装夹工艺参数优化

为控制复材弱刚性工件的装夹变形,可采用局部刚度增强的方式,借助多个定位执行末端共同参与装配定位夹紧或校形操作,但结合航空复材零件的大尺寸特征,不合理的装夹布局与装夹力施加方案可能造成在几何不连续处或夹紧区周边产生应力集中现象。另一方面,复材上下壁板与骨架组件间存在的几何间隙数量多、间隙大小不一且分布不均匀,随着强迫装夹校形力的大小、方向、施加位置与顺序等关键工艺参数的变化,它们对复材工件内部装配应力的影响与配合间隙消减的不确定性也较强。

为提高复材弱刚性薄壁构件的定位质量,工程中常采取施加合适压紧力的方式使工件发生适量变形,以减小装配偏差、改善装配应力及损伤分布。在强迫装夹力限值区间的设定研究中,针对复材构件的实际装配操作,LUPULEAC等^[24]指出,小于0.2 mm的装配间隙,或在300 mm间隙长度范围内的压紧力限值不超过45 N时,可不采取加垫补偿操作而进行直接装配。参照上述压紧力施加原则,刘怡冰^[25]使用真空吸盘和限力弹簧来控制压紧器的装夹力。除了传统的位置驱动方法,WU等^[26]提出基于直接力控制策略,通过优化壁板压紧力大小更好地减小机身壁板构件间的间隙,具体地,压紧力设定为1140~1150 N,能够使蒙皮和骨架组件间的平均间隙减小0.15 mm,但忽略了装调力对复材构件内部应力水平的影响。根据薄壁件定位变形量的工程要求,刘春青等^[27]提出确定薄壁件如何选择定位点数目、布局和吸盘吸附压力的控制寻优算法,在5×3的定位布局方案下,吸盘的吸附压力设计为0.056 MPa,但吸盘吸附力限制的具体设定并未说明。此外,由于制造误差的存在,通常会校正接触点并施加装配力,以使待装配的弱刚性零件装配在“最合适”的位置,避免装配应力/应变过大。对于此,JONSSON等^[28]按照寻找接触点与控制接触力的思路,将全尺寸碳纤维柔性翼肋对准多个定位表面,驱动机器人精确实现“part to part”装配,虽可获取六维传感器的力反馈和工业机器人系统中的扭矩数据,但装配力和扭矩的控制范围却没有

明确指出。在传统的定位保形工艺中,通过外形卡板的压紧作用可控制壁板的外形形变,但容易引入较高装配应力。针对此,姜策^[29]使用吸盘对复材壁板施加调控力,在外形满足容差要求的前提下,以壁板应力水平为优化目标、以吸盘位移载荷取值区间为约束条件、以吸盘布局和各吸盘载荷为设计变量,采用协同加载的外形调控方案降低壁板整体应力水平并使得应力分布更加均匀,减轻蒙皮连接处的分层损伤,优化后最大装配应力仅为优化前的 51.7%(图 5),但对多定位末端载荷的取值优化仍需研究。针对零件间使用确定性装配孔进行装配的情况,LIU 等^[30]以临时紧固件的安装数量、布局与预紧力大小等为控制变量,根据三维 Hashin 准则判断复材壁板的损伤状态,以复材不发生损伤为目标,获得了不同装配工序间工装与零件的相互作用力,并优化了装配夹紧力与临时紧固件的布局。随后,针对复材翼盒装配中典型的装夹约束,ZHANG 等^[31]获取了强迫连接对复材多孔层合板连接区应力分布状态及水平的影响规律,发现接头在外载荷作用下的扭转会引起工件表面的纤维压缩损伤和平面内基体压缩损坏,且在支撑面和剪切面附近的层内更为严重。此外,为避免零件配合面的不匹配几何误差引起的强迫装配操作,QU 等^[32]提出可有效提高预连接效率,避免强迫装配的优化模型。综上可得知:现有研究对于构型不同、装配方式不同或载荷加载机制不同的装配对象,位置分散性极强的压紧力对装配间隙的消除效果尚欠佳,而且压紧力限值难题以及各末端压紧力在现场取相同值

等现象制约着精益化装配的实现。

在具体的强迫装夹参数优化中,通常以装配质量要求作为约束条件,以装夹末端执行装置的数量、装夹力的位置分布和大小作为优化变量,构建装夹工艺参数和几何-物理装配质量间的数学模型,确定复材薄壁工件的最佳装夹方案。在波音 B-787 复材机身的强迫装配校形过程中,WEN 等^[14]利用 ANSYS 软件仿真获得了整个机身结构装配内应力与变形,协同优化了定位器的位置与装夹力的大小以控制装配外形。为实现低应力装配,盖宇春等^[33]分析了不同的数控定位器数量、支撑位置布局、工艺接头安装位置对机身姿态与变形状态的影响,优化确定机身定位支撑点的数量(六点支撑)和位置。对于最佳装夹工艺参数的优化求解研究,多数学者采用不依赖于特定问题的、求解精确数学模型的元启发式算法^[34]提供的通用框架模式来搜索解空间,获取近似最优解或满意解。基于弹性板理论,周梦倩^[35]推导了复材薄壁工件在重力和外载荷作用下的变形表达式,将关键测量节点沿法向的平均变形设为目标函数后,提出基于混合粒子群优化算法的夹具布局方案快速设计方法,可保证升降舵部件在定位阶段具有较强的抗变形能力。基于简化的“等效表面”,ZHANG 等^[31]以压紧力的布局和大小为变量,综合考虑零件的形状误差与变形,以消除间隙和降低装配应力为目标,得到最优压紧力施加方案,优化后 70%的区域应力值约为 25.8 MPa,大部分区域变形位移为 0.53 mm。在此基础上,以壁板分层损伤的要求为约束,张秋月等^[36]提出压紧力大小和布局方案的优化方法,发现当初初始间隙为 0.2~0.8 mm 时,间隙消除率提高至 77.4%~100%,较优化前提高 19.2%~177.8%,但优化运算结果可能会短时间稳定在局部最优解,需要寻找较合适的计算代数。考虑工件在装配载荷下的变形挠度,MENASSA 等^[37]采用有限元仿真计算与 Broyden-Fletcher-Goldfarb-Shanno 优化算法,获取了夹具系统的最佳定位支撑位置。此外,以关键特征处的实测初始间隙分布为输入,YANG 等^[38]建立了飞机壁板预连接的等效间隙装配模型,提出以蒙皮与长桁间的残余间隙总和最小为目标的夹紧布局优化方法,可提高约 23%的生产效率。为避免在降低残余应力水平后应力分布的复杂程度增加等现象,米娇鹏^[39]通过主定位孔与辅定位孔共同作业的方式,以四个辅定位孔处的最大变形量和平均变形量代表腹板平面的变形状态,开展整体定位布局的优化与

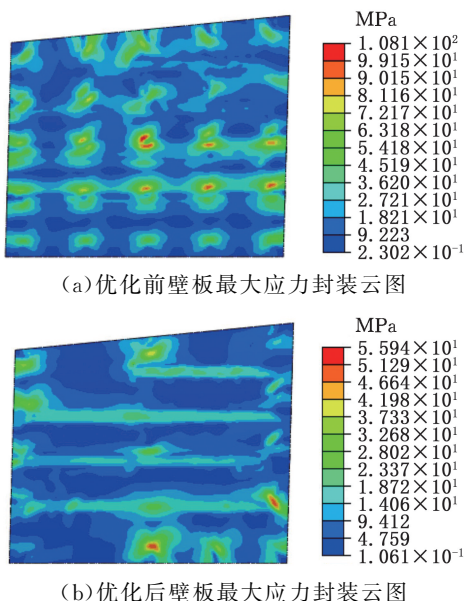


图 5 优化前后的壁板应力分布情况对比^[29]

Fig.5 Comparison of stress distribution of skin panels before and after optimization^[29]

评定研究,发现变形量为 0.092 mm,可满足基于装配载荷自适应的柔性精准定位目标。此外,通过建立 N-2-1 方案下工件与夹具间的接触力模型,AJANI 等^[40]获得了接触力对壁板变形的影响规律,并使用第二代非支配排序遗传算法(NSGA-II)求解实现了薄壁工件整体定位变形最小。综上,以上方法在考虑实际制造误差与装夹力大小差异化状态分布时的定位布局稳健性方面仍需进一步探讨,此外,虽然元启发式算法的全局搜索能力强、鲁棒性好、普适性高,但也存在着计算成本高、效率低、参数设置敏感且调优困难、局部搜索能力有限等问题。

基于代理模型的优化方法可通过构造数学近似模型拟合已知输入和输出响应间的关系,解决元启发式算法存在的目标函数评估次数与调节参数难以设定、局部搜索限制、求解质量评估困难等不足^[34]。使用代理模型作为优化工具,以框与长桁一体化的复材壁板构件所允许的装配变形为约束,以夹持点数目、位置及层合板内部应力为优化目标,WANG 等^[41]提出融合反向传播神经网络(back-propagation neural network, BPNN)与 NSGA-II 算法的离散装配布局多目标优化方法,运用 BPNN 模型模拟夹具布局与复材壁板最大变形间的非线性关联关系后,装配变形预测的平均相对误差仅为 2.93%,最大装配 Mises 应力预测误差为 7.64%。DU 等^[42]建立了复材壁板变形偏差与装夹布局、装夹力之间的约束稀疏学习模型,通过整合二进制搜索和交替方向乘子法,高效估算了模型参数并获得了定位器的最优装夹布局,此外,还通过形状偏差的最小化加权获得了最优夹紧力数值。利用贝叶斯模型和高斯过程方法,ALBAHAR 等^[43]提出基于复材结构装配应力感知的定位器位置优化框架,在满足残余应力安全阈值时优化定位器数量,可使形状偏差的平均均方根误差降低 39%、最大装夹力降低 52%。通过从有限元软件中导出变形-力关系方程,并运用稀疏学习与半正定规划(semidefinite programming, SDP)优化等方法,ZHONG 等^[44]将最优装夹布局问题转化为 SDP 问题,求解时间仅为传统方法的 1/30。使用历史数据与构件系统方程,MOU 等^[45]设计了稀疏传感器在复材机身壁板上的放置策略,通过重构稀疏测量信号完成参数估计与装配精度的自适应控制,可通过一次控制优化提高性能 53.93%,并可使用不到 11%的测量点反映装配效果的全响应信号。基于上述分析,采用基于代理模型可显著提高强迫装夹工艺参数

的求解效率和准确度,但对数据来源准确性与数据的处理操作具有较高要求。

综上,为保障强迫装夹效果,现有方法通过数学建模、有限元仿真、智能算法或代理算法对强迫装夹力的大小、方向、分布等工艺参数进行优化,具体的优化逻辑如图 6 所示。但由于优化目标、优化变量以及装配过程中形性协同控制具有复杂性,仍存在效率与精度上的不足。此外,在强迫装夹工艺参数的优化调整方面,现有方法较少考虑装配内应力与损伤分布的不确定性,在装配现场也缺乏相应的工艺规范来指导具体的强迫装夹校形操作,在优化的准确性与求解效率方面也存在较大提升空间。

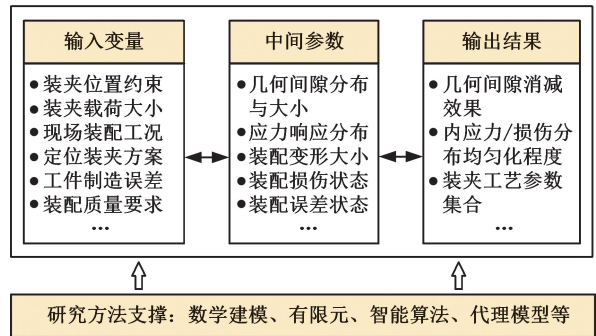


图 6 强迫装夹工艺参数优化策略逻辑思路

Fig.6 Optimization strategy logic for forced clamping process parameters

2.2 装配作业中的现场工装力-位柔性装调

在装配现场作业过程中,考虑到零件自身误差等几何因素、装配过程中的受载与环境变化等物理因素,各工序的正常操作通常难以获取理想的复材装配质量效果,此时可借助工装的力-位柔性装调作用以控制强迫装夹性能。具体地,通过工装末端定位位置或装夹力大小的适应性调整,改变复材薄壁构件的空间位姿或使之产生微小变形,以协同控制装配结构的内部受力的均衡性和外部变形大小。

现场工装末端定位位置的适应性调整方面,BI 等^[46]获取弱刚性壁板的位置与变形数据后,使用偏最小二乘拟合回归方法建立了装配误差与三自由度定位器调整量间的关联模型,经三次驱动定位器调整壁板变形后,最大应力值由 13.59 MPa 减小到 4.34 MPa,同时 X、Y、Z 方向的外形偏差分别由 0.144 mm、0.152 mm、0.042 mm 减小到 0.015 mm、0.016 mm、0.009 mm。采用离散化的思想并在几何公差约束下,SUN 等^[47]建立了复材壁板装配间隙的量化评价与多目标优化模型,通过柔性定位器的驱动调整优化装配间隙的分布并使之最小,数值模拟下的装配间隙综合优

化率可达 31.12%，与测量值 25.5% 较为吻合。考虑零件制造误差状态的差异性，于鑫^[48]对不同的定位点设计不同的定位误差，如将一个工件上三个定位点 A、C、D 对应位置的误差分别调整为 -0.3 mm、-0.1 mm、0.1 mm，解决了强迫定位造成的装配过程管控性差和装配结果可复现度低等难题。通过分析装配工装与弱刚性工件间的作用载荷，郭飞燕等^[49]提出多定位执行末端定位位置的差异化优化方法，实现工装对工件实际制造精度与装配工况的适应性与个性化调整控制，可减少强迫装配和工艺补偿现象，其中工装的单点吸附力设定为 300 N。针对定位误差会引起大部件调姿内力的问题，郭志敏等^[50]采用关节驱动力的最小范数解和改进定位器结构等措施，通过在夹紧机构上设计随动装置，可在外力作用下产生一定随动位移以释放大部件在定位器支撑时的内应力，降低对接调姿的附加变形。利用夹具定位偏差对装配精度的主动调节作用，在设计含法向可调定位器的内型卡板基础上，马文睿^[51]建立基于定位补偿的装配力学模型，得到了补偿摄动量与关键测点装配偏差的数学关系，并使用响应面法获得定位补偿量，关键装配测点平均绝对偏差值在有补偿时为 0.272 mm，远小于无补偿时的 2.092 mm。杨应科等^[52]提出基于六自由度定位器的装配形性调控方法，依据优化的调整量，复材壁板的装配精度可达 0.6 mm。以复材机身壁板的形状偏差和装配载荷为优化目标，WANG 等^[53]建立了定位器位移调整量与外形控制点位移以及与定位器施加载荷间的预测模型，并提出基于 NSGA-II 算法的柔性装调运动量求解模型，发现调整后的装配精度在 ±(0.6~0.8 mm) 范围内，优化前后的装配偏差如图 7 所示。此外，为模拟复材机身部件的对接装配过程，HUNT^[54]提出动态力曲线有限元仿真和虚拟装配分析的方法，在装配现场中采用直接释放执行机构而非施加反向力的工艺策略，但如何高效评价装配型面变形和定位执行末端附近的装配应力，以及获取并控制筒段对接后的损伤状态，仍需探讨。

工装装夹力适应性调整方面，唐文献^[55]针对装配定位工艺中对形位精度、应力水平等要求，借助研制的自适应柔性定位平台设计正交试验，通过控制力载荷的大小、在装配容差允许范围内自动调整定位单元的作用位置，分析定位孔处的力载和检测点处的应力变化规律，使得装配应力平均值较调整前减小约 19%。通过实时交互扫描配合部件的数据，REZAEI 等^[56]采用数字孪生技

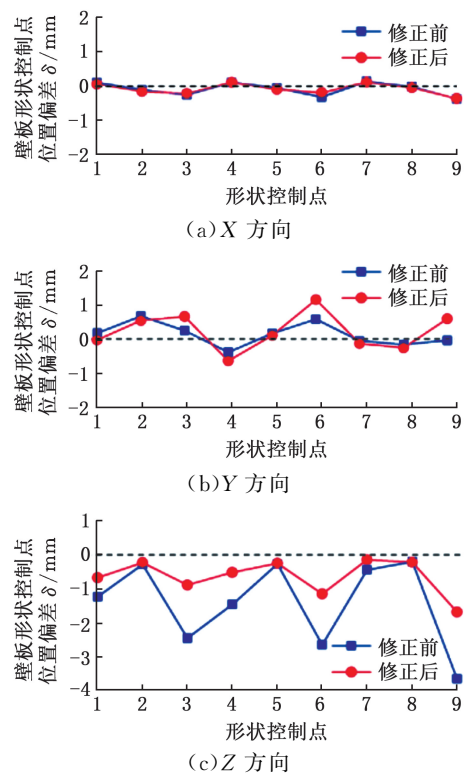


图 7 修正前后壁板形状控制点在 X、Y、Z 三个方向上的位置偏差^[53]

Fig.7 Position deviation of the panel shape control points in the X, Y, and Z directions before and after correction^[53]

术手段在组装前精确调整夹紧部件，使装配几何偏差降低 57%。基于飞机制造商的真实车间使用资源，MELLO 等^[57]采用田口方法、试验设计和工艺能力分析的方法建立了夹紧力作用下的功能模型，在机翼装配案例中，施加的夹紧力限值定义为 900 N，获取了不断变化的夹紧力（线性递减）在中间肋与后缘翼梁界面上的几何变形偏差。针对柔性零件的装配变形，通过分析不同装配步骤的受力条件与位移关系，TAN 等^[58]建立了考虑夹紧力变化的装配尺寸变动模型，无需在过约束定位点处校正夹紧力。采用柔性接触力控制策略，YANG 等^[59]构建了复材机身框架装配的高斯过程代理模型，提出装配力应该控制在 10~40 N 之间，在工艺试验中确定了 11.50 N 的最优装配力。此外，通过在可重构工装的定位梁和框架上铺设光纤布拉格光栅，LI 等^[60]开发了工装应变数据的实时监测系统，并建立了从应变到夹紧力的反向映射模型，可确定工装的结构变形和夹紧力数值，并为装配过程提供及时准确的物理状态传感信息。

工装力-位混合柔性装调方面，考虑装配变形等物理效应，ARISTA 等^[61]在空客 A-350 XWB 后机身侧壁板（尺寸为 14 m×5 m）装配项目 Fit-

Flex 中,采用位置与力控结合的手段构建了柔性最佳配合系统,使壁板应变/应力与几何装配误差在许用限值内。BERTELSMEIER 等^[62]通过测量复材薄壁工件的形变并采用数值优化的方法,采用机器人的精确力控补偿来控制壁板形变。构建复材装配变形行为模型后,SCHMITT 等^[63]提出集成六自由度定位器和测量装置的装配系统,通过光学三维扫描测量壁板变形以及借助传感器测得定位器的承载力数值,建立壁板受力-变形预测模型,确定所需的真空吸盘补偿力,并控制定位器的装调运动以补偿复材壁板的制造偏差和由重力引起的变形,但需要开展大量的受力-变形试验,且难以保障较大尺寸工件的外形准确度。针对壁板装配调姿的力位协同控制,陈文亮等^[64]利用螺旋理论实时计算重力补偿值、采用多元线性回归和 Clamped-Free 原理简化多定位器间的运动协调关系,提出重力前馈补偿和内力转位置补偿的协同控制策略,使调姿定位精度提高约 35.3%、调姿内力减小约 77.8%。针对三坐标平台调姿误差引起的大部件装配内力问题,罗中海等^[65]提出力和位置控制轴的分配策略,选择 3 个定位器进行位置控制实现调姿运动,而第 4 个定位器各轴均采用力控制,此后利用矩阵微分法推导求解理想接触支撑作用力,驱动柔性设备将大部件装配在最佳位置,发现调姿精度优于全位置控制方法。在空客 A380 机翼壁板中^[66],多末端工装设备将壁板定位至骨架组件后,使用两个液压臂进行精确的位置控制,其余液压臂协同施加装配力迫使壁板发生微小变形,发现力-位混合控制的手段可使壁板紧密贴合骨架、配合间隙得到有效消减。虽然在强迫装夹过程中可监测壁板与工装间的作用力,但对装配力施加大小与限值的设定仍缺乏科学依据。在依据理论设计外形对复材壁板进行精确定位的基础上,RAMIREZ 等^[67]通过执行机构间的协同运动实现了工件的空间姿态调整和壁板形状校正,在一定程度上避免了复材壁板损伤的发生,但装配体内部的应力状态仍无法直接获取。

综上,现有方法多通过求解由工装运动约束和优化目标构成的数学模型对复材薄壁结构进行位姿与变形状态的柔性调控,然后判断其偏差,若不达标,则需迭代直到符合要求,具体思路如图 8 所示。现有方法虽可较好地实现对强迫定位装夹效果的控制和调整,但是对柔性装调工装的定位精度和被装件的制造精度要求高,柔性定位调整量须在定位精度所允许的范围内。此外,考虑到

复材工件表面的平整度或曲面的准确度、工件边缘或特征面与参考面之间的角度公差、装配间隙的容差要求等制造偏离项,以及在复材薄壁外形件与产品骨架、肋零件连接时,工件的位姿调整精度、复材的层间错位和纤维角度偏差、温度变化引起的复材工件尺寸变化等因素,若工装定位精度不达标,则协调偏差难以准确控制;若定位调整超出正常范围,即使复材结构的整体变形量和装配内应力减小,装配精度也很有可能达不到要求,甚至可能加剧后续装配变形和内应力集中的程度。进一步地,随着装调自由度和控制算法复杂性的增加,柔性装调系统的整体设计、集成、调试和维护等难度也会上升,而且材料非线性、边界条件不确定性等因素均会影响模型分析的准确性^[68]。

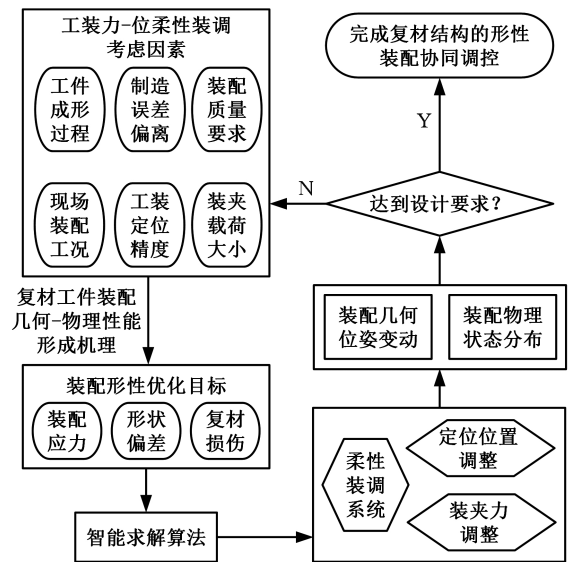


图 8 采取工装力-位柔性装调措施优化装配形性状态的方法思路

Fig.8 Method of optimizing assembly status by adopting force-position adjustment with flexible tooling

3 强迫定位装夹中几何-物理装配性能协同保障的关键技术

在使用装配工装对复材薄壁件施加强迫装夹或校形力的过程中,装夹载荷大小直接影响整体几何与物理性能状态。为实现面向装配性能的装夹过程形性主动控制及在宏微观层面的装配形性状态的协同保障,需首先设定装夹力的限值区间。在前述装配几何与物理性能形成与扩展理论方法研究的基础上,对于零件间较大配合几何间隙的消减,不仅需要通过对弱刚性工件装夹方案的合理设计和精确控制柔性装调过程,还需要根据装配体的内应力分布情况预测装配体内部可能出现的损伤形态并考虑强迫装夹几何与物理装配性能状态的平衡协调,优化反求出强迫装夹过程中的

最优工艺参数,确保强迫定位装夹质量的提升效果。在整个强迫装配过程中,还需要通过对装配内应力和损伤情况的精准测量和分析,为工艺优化策略的制定与实施提供准确的现场数据支持,达到数实融合及数实一致的有益效果。上述技术间的逻辑关系如图 9 所示。

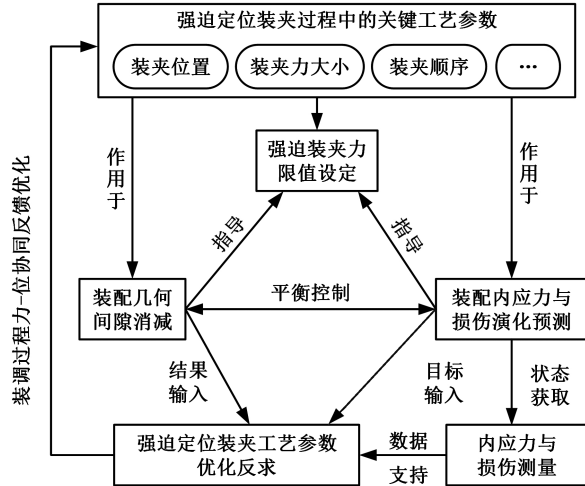


图 9 复材结构几何物理-装配性能协同保障关键技术逻辑关系

Fig.9 Key technologies for collaborative guarantee of geometric-physics assembly performance in composite structures

3.1 强迫装夹力限值设定技术

在强迫装夹过程中,若施加的装配力超出允许范围,由此产生的装配应力可能直接导致复材薄板件横向的基体产生裂纹、分层等局部损伤。波音公司复材零件允许的装配压紧力限值为 45 lb/inc(约 0.0067 kg/mm),但对具体工艺和方法的设定依据并未公布^[20-22]。国内关于复材构件的强迫装配力限值的实际应用中,由于在各向异性复材件装配质量形成机理的研究中存在较大困难,缺乏科学的建模设计(即系统化、量化的研究),尚无现场工艺标准,通常参考国外的规范指导实际操作,如采取的力限值为 45 N/300 mm 或 50 N/300 mm。为确保装配过程的顺利进行与装配质量的保障,需深入研究复材力学性能、强迫装配工艺参数与结构几何及力学响应之间的关系^[58],实现强迫夹紧力的精准控制,避免装配几何外形超差、内应力过大与结构损伤等现象的发生,因此如何高效、精准地设定合理的强迫装夹力限值尤为重要,这也是现场力-位柔性装调的依据。

具体突破思路为:①采用试验结合有限元的方法^[14-15]对比修正有限元仿真模型与参数,获取强迫装夹力对复材薄壁结构内部装配应力以及损伤的影响规律;②对上述影响规律进行参数化处

理,快速获取给定装配工艺方案下强迫装配力与质量效果间的输入输出对应表格关系,并将装配形性指标协同考虑,对强迫装配力参数进行多目标优化^[10,28],获取工件装配力限值数学模型^[17];③使用智能优化算法求解装配力限值数学模型,获取装配形性状态协同保障下的强迫装配力限值设定区间,达到装配间隙厚度最小、损伤程度最低的综合目标;④采用测量试验结合仿真结果参数化建模的方式评价力限值设定的有效性,并将强迫装配几何与物理状态的有限元模拟结果进行可视化展示,直观展示间隙消除率、应力-应变分布以及检测损伤情况等装配效果,并通过对比有限元模拟数据与实际测量数据^[22],验证模型的可靠性及装配力限值的合理性。

3.2 强迫装夹过程中的几何间隙消减技术

存在于复材装配体结构中的几何配合间隙会直接影响机体的机械强度、稳定性或密封性。装配体组成零组件之间的贴合面间隙消减的本质是:在强迫定位装夹操作中,通过压紧力改变复材件之间的配合几何形态,达到消除或减小几何装配间隙的目的。若在连接过程中不进一步消除或减小几何装配间隙,则零部件的定位精度会大幅下降,并出现形性状态不协调现象。在实际工程中,多采用依靠工人经验的“双二指”规则消除几何间隙^[20]。在强迫载荷施加的操作过程中,配合间隙减小的同时也会使得相配合的零组件之间的装配内应力增大,物理状态的集中分布甚至可能发生损伤现象。在上述工程现象的描述下,可发现:装配几何间隙的减小和装配应力的增大是一个“此消彼长”的矛盾体,难以达到相对平衡的状态。因此,通过强迫定位装夹消除贴合面几何间隙同时避免内部装配应力过大是几何间隙消除技术实施的关键。

具体突破思路为:①对复材薄壁构件进行三维扫描和力学仿真建模,选取复杂曲面关键定位特征,确定高稳定装夹点;②建立复材薄壁构件柔性装调量和关键装配位姿偏差关系的关联模型,将装夹点的位置误差进一步转化为工装定位器柔性调整量与工件理论装配位姿间的数学模型,形成定位器调整策略;③通过多因素的动静态仿真试验获取关联模型的高精度参数值,获取位姿偏差修正模型以准确反映实际装夹情况;④针对每个装夹点,使用迭代算法与试验测量的方式求解位姿偏差修正模型,逐步优化装夹调整量,达到配合几何间隙的消减效果^[49];⑤基于力传感数据反馈与有限元分析,通过装夹力载荷与定位位

置约束的协同柔性调整^[46,48,52],调控装配内应力与几何间隙;⑥测量装配位姿、间隙、关键超差和构件之间的内应力,确保装夹调整的精确性,在贴合面几何间隙消除的同时控制装配内应力不会引起材料的损伤破坏。

3.3 强迫装夹过程中的内应力与损伤演化预测技术

复材薄壁件装配内应力与结构损伤成因复杂,内应力过大或不均衡分布现象会影响装配几何精度和整体装配结构的强度,且影响应力/损伤的后续演化趋势。为降低装配内应力抑制损伤的进一步扩展演化,避免出现压溃与断裂等破坏现象,需首先获取引起损伤的主要位置和关键装配参数,并进一步对这些因素加以控制。为预测和控制复材工件在强迫装夹操作下的应力/损伤的形成,以及随装配作业的开展所产生的演化过程,可采用有限元模拟、基础连接工艺试验及复材损伤理论分析相结合的手段,获取装配体结构的几何形状和尺寸、材料属性、铺层方式、多装配物理场耦合等宏微观参数对应力与损伤扩展结果的影响。

具体突破思路为:①结合多物理场协同建模与宏微观多尺度建模分析^[5,11,17],获取强迫装夹力作用下的装配应力分布和具体损伤形态的机理解析数据;②在复材薄壁构件的关键特征区域布置数据采集装置,通过无损的方式在强迫定位装夹过程中实时、全面地收集应力-应变和损伤数据^[69-70],形成一个高密度的监控网络;③对试验应力与损伤的实测数据进行处理与融合分析,提取装配应力与损伤状态的数据特征;④建立基于机理数据与实测数据的装配定位应力及损伤有限元仿真模型,根据比对结果分析偏差来源并修正和优化有限元模型与参数;⑤运用支持向量回归等方法训练装配质量的样本数据^[60],通过数字虚拟仿真与现场实测数据的一致性调整,事先快速准确地评估不同装夹工况下的应力分布与损伤发生的可能性;⑥实时监控复材弱刚性薄壁构件的装配过程,将过程数据输入构建的装配应力与损伤预测模型,获取预测结果,超过危险阈值则发出警报。然后开展新一轮次的迭代反馈分析,确保安全装配生产。

3.4 强迫定位装夹工艺参数优化反求技术

强迫装配操作虽可在一定程度上消减结构件间的装配间隙,但是如果运用不合理,强迫装夹操作的关键工艺参数如装夹力大小、装夹力位置、装夹力顺序等会导致在复材构件内部产生严重应力集中,甚至发生压溃、分层、基体破坏以及纤维断

裂等多样式的装配损伤。在工艺参数寻优与调控过程中,由于不同类型参数间的交互关系复杂且具有双向制约性,造成装配性能指标控制间的不确定性极强。在明晰真实结构强迫装配参数变量群与装配形性指标的内在关联规律(正问题模型)基础上,可采用数据赋能驱动的手段降低全序强迫装夹过程中的多源不确定性,形成工艺参数的反求迭代调控机制。强迫装夹工艺参数反求的实质就是使装配实际性能和目标性能偏差优化^[71],运用人工智能、数学模型、有限元等工具得到所需要的强迫定位装夹工艺参数集合,有效引导和调节应力分布,避免材料内部损伤或形变。

具体突破思路为:①通过理论建模计算、有限元仿真分析和实际测试数据建模分析,计算影响装配质量的各强迫装夹工艺参数灵敏度数值,辨识获取关键装夹工艺参数^[33,59];②以装夹工艺参数所允许的变动范围为约束条件,以复材薄壁结构装配质量、装配间隙、装配应力与损伤期望值的误差最小化为目标,在确保不发生损伤与各工艺参数处于可施加范围的约束条件下,分析各参数与装配质量指标间的复杂耦合关系^[14],建立与装配质量间的正向映射关系数学模型;③构建多目标/多约束的反向优化目标函数,通过智能优化算法以及利用数据学习与挖掘的技术手段,制定正向映射关系数学模型的反向求解策略,通过反向推导的方式确定最优工艺参数集合,包括工装定位器装夹位置、顺序、力大小等设计变量;④设计试验方案并设置工装设备柔性调整控制参数^[31,49],对最优强迫装夹工艺参数进行验证并反馈反求优化效果。

3.5 复材薄壁结构装配内应力与损伤精准测量技术

在航空复材薄壁工件的内部引发损伤破坏现象,如基体压溃、层间脱黏、纤维断裂等,其中大部分的损伤现象具有肉眼不可见性,此外,优化强迫定位装夹工艺的目标之一是控制装配内应力以抑制损伤,并依据检测结果对工艺过程的合理性进行判别与优化,因此需对装配应力与损伤的精确性实时测量。由于纤维与基体组合形式与铺层方向不同,因此其内部应力的非均匀分布、层间脱黏、纤维断裂、分层等多样式的宏微观损伤状态难以通过单一的检测手段有效地识别。由于难以直接和全面地捕捉到应力集中区域的细微变化以及复材损伤随时间的动态演变情况,制约了对结构装配性能的准确评估,因此需要一种更为全面、高效的检测解决方案。可通过声发射^[72]、DIC^[73]与

超声测量技术^[74]三者互补协同工作的手段,为复杂应力与损伤模式的判断提供全面数据支持。

具体突破思路为:①识别复材薄壁构件中的关键结构要素、装配应力传递及潜在损伤区域,提出融合部署声发射组件测量微观损伤、超声探头测量装配体结构的内部应力、DIC 标记点的布置方法,制定无损测量方案;②在关键装配应力传递及潜在损伤区域部署声发射组件、超声探头与 DIC 标记点,搭建完整的测量装置;③实时同步获取微观损伤声发射数据、内部应力超声数据和表面形变 DIC 数据,处理声发射数据识别微观损伤特征,利用超声数据解析复材内部应力分布,依据 DIC 数据计算表面应变场,构建应力-损伤关联模型;④整合微观损伤特征、内部应力分布和表面应变场的测量数据信息,对数据进行统一处理与时间同步,利用多维数据融合技术^[75](如贝叶斯网络)精确定位装配应力过大与损伤发生位置,评估其严重程度及发展趋势,如内部裂纹长度、分层面积等;⑤利用数据测量结果校正有限元仿真模型和参数以及应力与损伤等机理模型,开展在其他装配工艺条件下的内应力与损伤结果的虚拟测量验证,快速准确预测装配应力分布的均衡性以及损伤现象的发生,判别与优化装配工艺过程。

4 总结与展望

为提升新一代航空装备的飞行服役力学性能,针对复材弱刚性装配结构件在现场中通常采取施加局部装夹力的被动强迫装夹操作的工程场景,探讨了强迫定位装夹操作对复材薄壁组合结构装配力学性能和几何变形的影响,解析了强迫装夹载荷施加下的装配形性协同保障技术。

1)造成复材薄壁装配结构损伤的主要原因是施加装夹力所引起的几何协调偏差、装配内应力和装配间隙,为消减强迫定位装夹引发的质量问题,系统地解析了两类优化策略:①装配前的装夹工艺参数优化——通过智能算法精确控制装夹力大小、位置和数量以降低装配应力;②装配中的工装形性调控——通过定位器的精确力-位柔性调整以协同控制装配协调偏差与装配应力。

2)为准确预测和控制强迫装夹过程中的变形、应力和损伤分布状态,在深入研究装配形性协同控制机理与宏微观耦合分析的基础上,提出了强迫装配力限值设定、几何间隙消减、应力/损伤演化预测、强迫装夹工艺参数反求优化、装配应力与损伤测量 5 项关键技术并给出具体实现方法,可以此实现面向装配几何与物理性能的强迫装夹

过程形性指标的耦合分析、主动控制与协同保障。

3)为聚焦绿色高质量发展主题,提升核心竞争力,数·智化装配技术已成为培育发展航空高端装备新质生产力的新动能。从实际工程应用角度出发,后续还应结合智能化与数据驱动等手段,进一步拓展复材薄壁构件强迫装夹技术研究;面向装配现场的强迫装夹力限值工艺规范制定;装配完工前的间隙补偿值精准设计与实施;装配几何精度与内应力间的博弈关系分析及平衡调控;力位协同控制机械装置的数字孪生系统构建与闭环反馈;装配内应力与损伤的精准快速精准测量;装夹工艺参数的高效优化反求。

此外,还可事先对强迫装夹工艺在虚拟环境中进行反复测试和优化,快速精准地提升数实融合的准确性与一致性,并使装配技术更加智能化,以期实现对强迫装配过程几何物理质量状态的实时监控和量化柔性调控,达到高质高效与低成本装配的目的。

参考文献:

- [1] 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].机械工程学报,2024,60(16):412-428.
GUO Feiyan, XIAO Shihong, XIAO Qingdong, et al. Structure Assembly Quality Controlling Technology Oriented to Performance Assurance for New-generation Aircraft[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2024, 60(16):412-428.
- [2] 李真,王俊,邓凡臣,等.复合材料机身壁板的强度分析与试验验证[J].航空学报,2020,41(9):123-135.
LI Zhen, WANG Jun, DANG Fancheng, et al. Strength Analysis and Test Verification of Composite Fuselage Panels[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(9):123-135.
- [3] 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应用进展[J].航空制造技术,2022,65(18):46-54.
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.
- [4] 张伟,王志国,谭昌柏,等.基于夹具主动定位补偿的飞机柔性件装配偏差优化方法[J].航空学报,2017,38(6):263-271.
ZHANG Wei, WANG Zhiguo, TAN Changbai, et al. Assembly Variation Optimization Method of Aircraft Compliant Parts Based on Active Locating Compensation of Fixture [J]. Acta Aeronautica et

- Astronautica Sinica, 2017, 38(6):263-271.
- [5] LIU C, CHENG H, ZHANG K, et al. An Efficient Trans-scale and Multi-stage Approach for the Deformation Analysis of Large-sized Thin-walled Composite Structure in Aircraft Assembly[J]. International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2022, 120(9/10):5697-5713.
- [6] 叶鑫, 安鲁陵, 岳烜德, 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.
- [7] 万玉敏, 张发, 刘长喜, 等. 飞机典型薄壁复合材料夹层结构整体屈曲[J]. 复合材料学报, 2018, 35(8):2235-2245.
WAN Yumin, ZHANG Fa, LIU Changxi, et al. Overall Buckling of Typical Thin-wall Sandwich Composites Applied on the Aircraft[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2018, 35(8):2235-2245.
- [8] 郭瑜超, 王立凯, 孙喜桂, 等. 民用飞机机身壁板复杂试验载荷优化技术[J]. 航空学报, 2023, 44(17):164-175.
GUO Yuchao, WANG Likai, SUN Xigui, et al. Optimization Technology for Complex Test Load of Civil Fuselage Panel[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(17):164-175.
- [9] 张桂书. 飞机复合材料构件装配间隙补偿研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2015.
ZHANG Guishu. Research on Assembly Gap Compensation for Aircraft Composite Components[D]. Nanjing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015.
- [10] 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.
ZHANG Qiuyue. Optimization of Magnitude and Layout of Pressing Force for Composite Aerostructure Assembly[D]. Nanjing :Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019.
- [11] MEON M, HUSAIN H, SAEDON J, et al. Capability Analysis of Puck Damage Model in Predicting the Damage Behavior of Unidirectional Composite Laminates under Different Scenarios [J]. IOP Conference Series Materials Science and Engineering, 2020, 834(1):012028.
- [12] GOERING J, BOHLMANN R, WANTHAL S, et al. Assembly Induced Delaminations in Composite Structures[J]. Engineering, Materials Science, 1992,3:1352-1378.
- [13] ZHAO L, WANG K, DING F, et al. A Post-buckling Compressive Failure Analysis Framework for Composite Stiffened Panels Considering Intra-, Inter-laminar Damage and Stiffener Debonding[J]. Results in Physics, 2019, 13:102205.
- [14] WEN Y, YUE X, HUNT J, et al. Feasibility Analysis of Composite Fuselage Shape Control via Finite Element Analysis[J]. Journal of Manufacturing Systems, 2018, 46(1):272-281.
- [15] 蔡跃波. 飞机复合材料结构螺栓连接拧紧过程中的夹紧力研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2022.
CAI Yuebo. Study of the Clamping Force during Bolt Tightening Process of Aircraft Composite Material Structure[D]. Nanjing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2022.
- [16] RICCIO A, RAIMONDO A, BORRELLI R, et al. Numerical Simulations of Inter-laminar Damage Evolution in a Composite Wing Box[J]. Applied Composite Materials, 2014, 21(3):467-481.
- [17] 周梦倩, 王华. 变厚度复合材料 C 梁数值模拟与实验[J]. 机械设计与研究, 2019, 35(3):80-82.
ZHOU Mengqian, WANG Hua. Numerical Simulation and Experimental Study of Variable Thickness Composite C Beam[J]. Machine Design and Research, 2019, 35(3):80-82.
- [18] 许良, 边钰博, 宋万万, 等. 轴压载荷下蒙皮参数对复合材料加筋壁板屈曲及后屈曲行为的影响[J]. 复合材料科学与工程, 2023(4):100-106.
XU Liang, BIAN Yubo, SONG Wanwan, et al. Effect of Skin Parameters on the Buckling and Post-buckling Behavior of Composite Stiffened Panels under Axial Load[J]. Composites Science and Engineering, 2023(4):100-106.
- [19] KELLY G, HALLSTRÖM S. Strength and Failure Mechanisms of Composite Laminates Subject to Localised Transverse Loading [J]. Composite structures, 2005, 69(3):301-314.
- [20] ZHAI Y, QU H, LI R, et al. Effect of Forced Assembly on Bearing Performance of Single-lap, Countersunk Composite Bolted Joints—Part I: Experimental Investigation[J]. Composite Structures, 2023, 319(9):117201.
- [21] QU H, LI D, ZHAI Y, et al. Effect of Forced Assembly on Bearing Performance of Single-lap, Countersunk Composite Bolted Joints—Part II: Numerical Investigation[J]. Composite Structures, 2023, 319(9):117169.
- [22] QU H, LI D, ZHAI Y, et al. Experimental Investigation on the Effect of Forced Assembly on Fatigue Behavior of Single-lap, Countersunk Composite Bolted Joints[J]. International Journal of Fatigue, 2024, 189:108542.

- [23] SODERBERG R, WARMEFJORD K, LINDKVIST L. Variation Simulation of Stress during Assembly of Composite Parts[J]. CIRP Annals—Manufacturing Technology, 2015, 64(1):17-20.
- [24] LUPULEAC S, ZAITSEVA N, PETUKHOVA M, et al. Combination of Experimental and Computational Approaches to A320 Wing Assembly [J]. SAE Technical Paper, 2017: 2017-01-2085.
- [25] 刘怡冰. 复合材料翼盒制造工艺研究与实现[D]. 南京:南京航空航天大学, 2015.
LIU Yibing. Research and Implement of the Composite Wingbox Manufacturing Process[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015.
- [26] WU Fengfeng, DU Baorui, LI Dongsheng. Optimal Assembly of a Skin Panel onto the Fuselage Framework Based on Force Control Technology [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part E: Journal of Process Mechanical Engineering, 2016, 230(6):447-451.
- [27] 刘春青, 洪军, 冯葵, 等. 飞机薄壁件多点柔性定位变形控制寻优算法[J]. 上海交通大学学报, 2013, 47(8):1191-1197.
LIU Chunqing, HONG Jun, FENG Yan, et al. Searching Optimization Algorithm for Deformation Control of Aircraft Thin Walled Parts in Multi-point Flexible Tooling System [J]. Journal of Shanghai Jiao Tong University, 2013, 47(8): 1191-1197.
- [28] JONSSON M, MURRAY T, ROBERTSSON A, et al. Force Feedback for Assembly of Aircraft Structures[J]. SAE Paper, 2010: 2010-01-1872.
- [29] 姜策. 基于柔性工装的飞机复合材料壁板外形调控技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2022.
JIANG Ce. A Shape Control Technology of Aircraft CFRP Panel Based on Flexible Assembly Tooling [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2022.
- [30] LIU X, AN L, WANG Z, et al. Assembly Variation Analysis of Aircraft Panels under Part-to-part Locating Scheme[J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2019, 2019:9563596.
- [31] ZHANG W, AN L, CHEN Y, et al. Optimisation for Clamping Force of Aircraft Composite Structure Assembly Considering Form Defects and Part Deformations[J]. Advances in Mechanical Engineering, 2021, 13(4):155-164.
- [32] QU W, TANG W, KE Y. Pre-joining Processes Optimization Method for Panel Orienting to the Clearances Suppression of Units and the Clearances Flow among Units[J]. International Journal Advanced Manufacturing Technology, 2018, 94(4): 1357-1371.
- [33] 盖宇春, 朱伟东, 柯映林. 大型飞机总装配中支撑点设计分析技术[J]. 浙江大学学报(工学版), 2013, 47(12):2176-2183.
GAI Yuchun, ZHU Weidong, KE Yinglin. Design and Analysis of Fuselage Supporting Position for Aircraft Final Assembly[J]. Journal of Zhejiang University(Engineering Science), 2013, 47(12): 2176-2183.
- [34] 王张浩, 李东升, 翟雨农. 弱刚性薄壁件夹具布局优化方法研究概述[J]. 航空制造技术, 2023, 66(14):118-135.
WANG Zhanghao, LI Dongsheng, ZHAI Yunong. A Review of Fixture Layout Optimization Method for Weakly-rigid Thin-walled Workpieces [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2023, 66(14):118-135.
- [35] 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.
ZHOU Mengqian. A Research on Assembly Tolerance Analysis Method of Composite Elevator for Spring-in Deviation [J]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2019.
- [36] 张秋月, 安鲁陵, 岳旭德, 等. 基于遗传算法的飞机复合材料结构装配压紧力大小与布局的优化[J]. 复合材料学报, 2019, 36(6):1546-1557.
ZHANG Qiuyue, AN Luling, YUE Xuande, et al. Optimization of Size and Layout of Pressing Force for Composite Airframe Structure Assembly Based on Genetic Algorithm[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2019, 36(6):1546-1557.
- [37] MENASSA R, DEVRIES W. Optimization Methods Applied to Selecting Support Positions in Fixture Design[J]. Journal of Engineering for Industry, 1991, 113(4):412-418.
- [38] YANG D, QU W, KE Y. Evaluation of Residual Clearance after Pre-joining and Pre-joining Scheme Optimization in Aircraft Panel Assembly[J]. Assembly Automation, 2016, 36(4):376-387.
- [39] 米娇鹏. 面向制造全过程的航空整体加强框孔布局优化研究[D]. 太原:太原理工大学, 2020.
MI Jiaopeng. Research on Optimization of Hole Location of Aviation Integral Strengthening Frame for the Whole Manufacturing Process [D]. Taiyuan: Taiyuan University of Technology, 2020.
- [40] AJANI I, LU C. Optimal Tolerance Allocation for Non-rigid Assembly Considering the Effect of Deformation on Functional Requirement and Quality Loss Cost[J]. International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2023, 125(1/2):493-512.
- [41] WANG Z, LI D, SHEN L, et al. Multi-objective

- Optimisation of Assembly Fixturing Layout for Large Composite Fuselage Panel Reinforced by Frames and Stringers[J]. *International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 2023, 125(3/4):1403-1418.
- [42] DU J, YUE X, HUNT J H, et al. Optimal Placement of Actuators via Sparse Learning for Composite Fuselage Shape Control[J]. *Journal of Manufacturing Science and Engineering: Transactions of the ASME*, 2019. DOI:10.1115/1.4044249.
- [43] ALBAHAR A, KIM I, LUTZ T, et al. Stress-aware Optimal Placement of Actuators for Ultra-high Precision Quality Control of Composite Structures Assembly[C]//2022 IEEE 18th International Conference on Automation Science and Engineering (CASE). Mexico City:IEEE, 2022:2178-2183.
- [44] ZHONG Z, MOU S, HUNT J, et al. Convex Relaxation for Optimal Fixture Layout Design[J]. *IIEE Transactions*, 2023, 55(7):746-754.
- [45] MOU S, BIEHLER M, YUE X, et al. SPAC: Sparse Sensor Placement-based Adaptive Control for High Precision Fuselage Assembly[J]. *IIEE Transactions*, 2023, 55(11):1133-1143.
- [46] BI Y, YAN W, KE Y. Numerical Study on Predicting and Correcting Assembly Deformation of a Large Fuselage Panel during Digital Assembly[J]. *Assembly Automation*, 2014, 34(2):204-216.
- [47] SUN Z, PAN Z, SHANGGUAN J, et al. A Posture Alignment-based Methodology for Gap Optimization of Aircraft Composite Panel Assembly[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2023, 140:108442.
- [48] 于鑫. 航空整体加强框自适应定位方法研究[D]. 太原:太原理工大学, 2021.
YU Xin. Assembly-oriented Optimization Design of Positioning Quality for Aircraft Integral Strengthening Frame[D]. Taiyuan: Taiyuan University of Technology, 2021.
- [49] 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):274-293.
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):274-293.
- [50] 郭志敏, 蒋君侠, 柯映林. 基于三坐标定位器支撑的飞机大部件调姿内力[J]. *浙江大学学报(工学版)*, 2010, 44(8):1508-1513.
GUO Zhimin, JIANG Junxia, KE Yinglin. Posture Alignment Internal Force in Three Axis Actuators Based Assembly System for Large Aircraft Parts[J]. *Journal of Zhejiang University(Engineering Science)*, 2010, 44(8):1508-1513.
- [51] 马文睿. 基于可调定位器的飞机壁板装配偏差补偿技术[D]. 南京:南京航空航天大学, 2021.
MA Wenrui. Compensation Technology of Aircraft Wall Panel Assembly Deviation Based on Adjustable Positioner[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2021.
- [52] 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):295-306.
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):295-306.
- [53] WANG Z, LI D, SHEN L, et al. Collaborative Force and Shape Control for Large Composite Fuselage Panels Assembly[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2023, 36(7):213-225.
- [54] WEN Y, YUE X, HUNT J, et al. Virtual Assembly and Residual Stress Analysis for the Composite Fuselage Assembly Process[J]. *Journal of Manufacturing Systems*, 2019, 52(7):55-62.
- [55] 唐文献. 基于 Unity 的航空整体加强框装配定位系统研究[D]. 太原:太原理工大学, 2022.
TANG Wenxian. Unity-based Study on the Positioning System for Aerospace Integral Reinforcement Frame Assembly[D]. Taiyuan: Taiyuan University of Technology, 2022.
- [56] REZAEI A, WÄRMEFJORD K, SÖDERBERG R, et al. Individualizing Locator Adjustments of Assembly Fixtures Using a Digital Twin[J]. *Journal of Computing and Information Science in Engineering*, 2019. DOI:10.1115/1.4043529.
- [57] MELLO J, TRABASSO L, SILVA A, et al. Clamping Force Model Application on the Aircraft Structural Assembly[J]. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 2023, 124:1951-1969.
- [58] TAN Changbai, ZHANG Wei, WANG Zhiguo. Dimensional Variation Modeling of Aircraft Compliant Part Assembly Considering Clamping Force Change[J]. *Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 2019, 36(2):298305.
- [59] YANG Y, LI D, ZHAI Y. Robotic Compliant Assembly for Complex-shaped Composite Aircraft Frame Based on Gaussian Process Considering Uncertainties[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2024, 37(10):471-482.
- [60] LI Chengyu, HU Junshan, KANG Ruihao. Struc-

- tural Deformation and Clamping Force Monitoring of Reconfigurable Tooling Motivated by Strain Data in Aircraft Assembly[J]. *Smart Materials and Structures*, 2024, 33:055046.
- [61] ARISTA R, FALGARONE H. Flexible Best Fit Assembly of Large Aircraft Components. Airbus A350 XWB Case Study[C]// IFIP International Conference on Product Lifecycle Management, Berlin:Springer, 2017, 517: 152-161.
- [62] BERTELSMEIER F, DETERT T, UBELHOR T, et al. Cooperating Robot Force Control for Positioning and Untwisting of Thin Walled Components[J]. *Advances in Robotics & Automation*, 2017, 6(3):1000179.
- [63] SCHMITT R, WITTE A, JANSSEN M, et al. Metrology Assisted Assembly of Airplane Structure Elements[J]. *Procedia CIRP*, 2014, 23:116-121.
- [64] 陈文亮, 潘国威, 王珉. 基于力位协同控制的大飞机机身壁板装配调姿方法[J]. *航空学报*, 2019, 40(2):179-187.
CHEN Wenliang, PAN Guowei, WANG Min. High Precision Positioning Method for Aircraft Fuselage Panel Based on Force/Position Control [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2019, 40(2):179-187.
- [65] 罗中海, 孟祥磊, 巴晓甫, 等. 飞机大部件调姿平台力位混合控制系统设计[J]. *浙江大学学报(工学版)*, 2015, 49(2):265-274.
LUO Zhonghai, MENG Xianglei, BA Xiaofu, et al. Design on Hybrid Force Position Control of Large Aircraft Components Posture Alignment Platform[J]. *Journal of Zhejiang University(Engineering Science)*, 2015, 49(2):265-274.
- [66] HOPPER C, KARAGIAS T, DURACK L, et al. Panel Loaders for A380[J]. *SAE Technical Paper Series*, 2005:2005-01-3319.
- [67] RAMIREZ J, WOLLNACK J. Flexible Automated Assembly Systems for Large CFRP-structures[J]. *Procedia Technology*, 2014, 15:447-455.
- [68] ZHANG H, FENG L, WANG J, et al. Development of Technology Predicting Based on EEMD-GRU: an Empirical Study of Aircraft Assembly Technology[J]. *Expert Systems with Applications*, 2024, 246:123208.
- [69] WANG Y, LIU Y, CHEN H, et al. Combined Measurement Based Wing-fuselage Assembly Coordination via Multiconstraint Optimization [J]. *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*, 2022, 71:7005316.
- [70] MIAH M, CHAND D, MALHI H. Accuracy Compensation Method with the Combined Dissimilar Measurement Devices for Enhanced Measurement Quality: a Digital Aircraft Assembly Technology[J]. *Assembly Automation*, 2024, 96(6): 780-797.
- [71] 郭东明. 高性能制造[J]. *机械工程学报*, 2022, 58(21):225-242.
GUO Dongming. High Performance Manufacturing [J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2022, 58(21):225-242.
- [72] SHEN W, BAI H, WANG F. Acoustic Emission Characteristics and Damage Evolution of Concrete-encased CFST Columns under Compressive Load [J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 2024, 311: 110578.
- [73] WHITTLE J, DANKS S, SIODCZYK I, et al. Using Digital Image Correlation(DIC) to Measure Railway Ballast Movement in Full-scale Laboratory Testing of Sleeper Lateral Resistance[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers*, 2024, 238(8):1037-1041.
- [74] 张子傲, 严新锐, 宋晨晨, 等. 超声对直接激光沉积钛基复材中未熔 TiC 聚集现象的影响[J]. *精密成形工程*, 2023, 15(11):21-30.
ZHANG Ziao, YAN Xinrui, Song Chenchen, et al. Effect of Ultrasound on Aggregation of Unmelted TiC in Titanium Matrix Composite by Direct Laser Deposition[J]. *Journal of Netshape Forming Engineering*, 2023, 15(11):21-30.
- [75] 张政, 冷俊男, 许艾明, 等. 一种飞机制造过程中的多源异构大数据的清洗方法及系统: CN202210404338.8[P]. 2022-04-18.
ZHANG Zheng, LENG Junnan, XU Aiming, et al. A Cleaning Method and System for Multi-source & Heterogeneous Big Data in Aircraft Manufacturing Process:CN202210404338.8[P]. 2022-04-18.

(编辑 王艳丽)

作者简介:郭飞燕,男,1986年生,博士,副教授。研究方向为航空航天先进装配与连接技术等。E-mail:2009200890@mail.nwpu.edu.cn。刘嘉良*(通信作者),男,2000年生,硕士研究生。研究方向为复材装配定位技术。E-mail:2837036179@qq.com。

本文引用格式:

郭飞燕, 张永亮, 刘嘉良, 等. 强迫定位夹具对航空复合材料构件几何-物理装配性能的影响与协同保障[J]. *中国机械工程*, 2025, 36(4): 655-670.

GUO Feiyan, ZHANG Yongliang, LIU Jialiang, et al. Effects of Forced Positioning & Clamping on Geometric and Physical Assembly Performances for Composite Structures and Collaborative Guarantee Strategies[J]. *China Mechanical Engineering*, 2025, 36(4): 655-670.