

引文格式: 张学壮, 赵聪, 安鲁陵, 等. 飞机复合材料壁板装配外形与应力协同优化方法[J]. 航空制造技术, 2026, 69(16): 25020337.

ZHANG Xuezhuan, ZHAO Cong, AN Luling, et al. Shape and stress coordinated optimization method for aircraft composite panel assembly[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2026, 69(16): 25020337.

飞机复合材料壁板装配外形与应力协同优化方法

张学壮, 赵 聪, 安鲁陵, 李欣欣

(南京航空航天大学, 南京 210016)

[摘要] 复合材料因其优异的力学性能在飞机结构中得到了广泛的应用,然而由于成型工艺的限制,制造完成的复合材料壁板外形偏差较大,在装配过程中面临精度要求高、装配应力难以控制的问题,严重影响装配精度与结构可靠性。针对这一问题,本文提出一种复合材料壁板外形与应力协同优化方法。以调形单元布局与调形力大小为设计变量,以外形偏差均方根误差和层间应力最小化为优化目标,建立多目标优化模型,并采用有限元分析结合NSGA-II算法进行求解。以翼盒复合材料上壁板缩比件为研究对象进行试验验证,结果表明该方法可将壁板外形偏差的均方根误差减小至0.36 mm,同时将壁板关键区域的层间应力控制在16 MPa以下,并且提供了不同的优化方案选择。该方法实现了壁板外形精度与力学性能的协同优化,为飞机复合材料壁板的高质量装配提供了有效的解决方案。

关键词: 飞机装配; 复合材料壁板; 柔性工装; 外形调控; 装配应力; 协同优化

中图分类号: V262.4

文献标志码: A

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.25020337

Shape and Stress Coordinated Optimization Method for Aircraft Composite Panel Assembly

ZHANG Xuezhuan, ZHAO Cong, AN Luling, LI Xinxin

(Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

[ABSTRACT] Composite materials are widely used in aircraft structures due to their excellent mechanical properties. However, significant shape deviations often occur in manufactured composite panels due to limitations in the forming process. This leads to challenges in achieving high precision and controlling assembly stress, which significantly affects assembly accuracy and structural reliability. To address this issue, this paper proposes a shape and stress coordinated optimization method for composite panels. A multi-objective optimization model is established with the layout of adjustment units and the magnitude of adjustment forces as design variables. The objectives are to minimize the root mean square error (RMSE) of the shape deviation and the interfacial stress. The model is solved using finite element analysis combined with the NSGA-II algorithm. Experimental validation is conducted on a scaled composite upper wing box panel. The results show that the proposed method reduces the RMSE of the shape deviation to 0.36 mm while controlling the interfacial stress in critical regions below 16 MPa. Furthermore, it provides multiple optimization options. This approach achieves coordinated optimization of shape accuracy and mechanical performance, offering an effective solution for the high-quality assembly of aircraft composite panels.

Keywords: Aircraft assembly; Composite panel; Flexible tooling; Shape control; Assembly stress; Coordinated optimization

收稿日期: 2025-10-17; 退修日期: 2025-12-05; 录用日期: 2026-01-08

通信作者: 安鲁陵, 教授, 博士生导师, 研究方向为飞机装配技术、复合材料结构制造与装配。

近年来,随着航空工业的快速发展,以及复合材料制造技术的不断提高,复合材料壁板在飞机机体结构中的应用日益广泛^[1-4]。然而,受复合材料制造工艺的限制,成型后壁板外形与理论外形之间往往存在一定程度的偏差^[5],直接影响飞机的气动外形精度。此外,复合材料壁板虽具有较高的面内刚度,但层间强度较低,装配过程中容易因受力不当引发较高的装配应力,进而影响结构使用寿命^[6]。因此,复合材料结构装配过程中必须同时满足外形精度与力学性能要求,这对装配协调技术提出了更高的挑战。

围绕复合材料壁板外形调控、装配应力控制、柔性工装及智能优化方法,国内外学者开展了大量研究。空客公司在 A350 XWB 项目中提出基于“最佳拟合”装配思路的复合材料壁板数字化外形调控技术^[7]。Ramirez 等^[8]开发了基于并联机构的柔性自动化装配工装系统,实现了对大尺寸机身壁板外形的主动调整。Polini 等^[9]基于数字孪生技术构建了壁板装配过程的虚拟预测模型,对装配力导致的几何偏差进行了量化评估。Zhang 等^[10]采用改进遗传算法优化夹紧力布局与大小,以减小壁板装配间隙与变形。杨应科等^[11]提出基于多机器人协同的复合材料壁板装配调姿控形方法,通过机器人末端执行器的协同运动实现高精度外形调控。彭云^[12]提出一种实测数据驱动的柔性支撑单元的布局优化方法,并研究了装配偏差对壁板结构性能的影响。吕禹龙等^[13]提出基于高斯过程的力-形协同控制方法,有效降低复合材料机身壁板的形状偏差并维持低水平的装配力。李梅平等^[14]分析了复合材料壁板在强迫装配条件下的力学响应特性,揭示了装配力引起的层间应力演化规律,为装配应力预测提供基础。Guo 等^[15]对大型复合材料壁板强迫装配过程中的装配变形、应力和损伤状态进行分析并提出相应的优化策略。上述研究大多聚焦于提升壁板的外形精度,对于装配过程中调形力所引发的壁板结构内部应力状态缺乏主动、量化的控制。

针对上述问题,本文面向飞机复合材料壁板装配过程,提出一种同时以壁板外形偏差与装配应力为优化目标的协同优化方法,建立兼顾外形精度与力学性能的综合调控模型与求解策略,为实现复合材料壁板高质量装配提供新的解决途径。

1 复合材料壁板调控总体方案

1.1 复合材料壁板柔性定位夹紧工艺

飞机制造过程中,复合材料壁板通常与肋、梁、框等骨架结构进行装配,装配流程一般包括定位与夹紧、测隙与填隙、制孔与连接等步骤^[16]。本文采用以壁板外形为基准的定位夹紧工艺,将该过程分为初步定位与外形

调整两个阶段。首先,通过工装对壁板进行定位,限制壁板的 6 个自由度,该过程暂不考虑壁板外形精度要求;在外形调整阶段,通过工装上的调形单元对壁板施加调形作用力进行外形调控,同时控制装配应力的引入,避免造成应力集中甚至损伤。采用该定位调整工艺能够提高对壁板外形和应力的主动控制能力,从而降低装配成本,提高装配质量。

1.2 复合材料壁板柔性调形流程

基于飞机复合材料壁板的结构特点及定位夹紧工艺需求,提出一种结合数字化测量、计算机软件,以及多点阵真空吸盘式柔性工装的壁板柔性调形方案,如图 1 所示。首先,将待装配壁板固定于柔性工装进行初步定位;随后,通过数字化测量设备采集壁板实际型面的三维点云数据,并将测量数据传入计算机软件进行处理;通过逆向建模重构壁板实际外形,与理论模型进行偏差分析;基于分析结果,采用优化算法生成调形单元布局与施力大小的优化方案。最后,通过柔性工装上调形单元末端的吸盘对壁板施加精确的调形力,实现对外形偏差的校正和对装配应力的控制。

2 壁板外形与应力协同优化模型的建立与求解

2.1 壁板外形与应力调控问题的描述

本文的研究重点为外形调整阶段,核心任务是基于现有的柔性工装结构,通过其阵列式分布的调形单元对壁板表面施加法向调形力,在有效矫正其外形的同时,严格控制因变形而引入的装配应力。因此,该问题可转化为一个多目标优化问题,即在给定壁板初始外形偏差的前提下,寻求调形单元布局与调形力大小的最优组合,以实现壁板外形精度与力学性能的协同控制。

2.2 壁板外形与应力协同优化模型的建立

由于复合材料壁板的外形偏差分布具有随机性和不均匀性,在调控过程中应根据不同位置的变形量相应地调整调形力的大小。因此,将调形单元在工装上的布局 H 及所施加的调形力 F 作为设计变量。

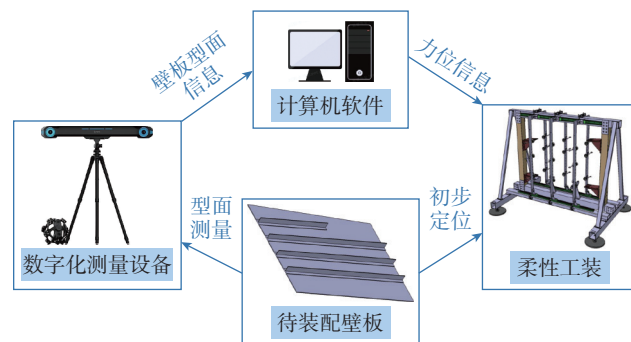


图1 复合材料壁板柔性调形方案

Fig.1 Flexible shaping scheme for composite panel

在复合材料壁板调控过程中,首要目标是最小化壁板外形面与理论外形面之间的偏差。为了量化评估壁板在调控前后的偏差分布情况,在其外表面均匀设置一系列外形监测节点,如图2所示,则调形后节点*i*处壁板的外形偏差可表示为

$$\delta_i = \lambda_i - U_i \quad (1)$$

式中, λ_i 为节点*i*处的初始外形偏差; U_i 为调形过程中的法向位移。

经过量化后,壁板的外形偏差是在一定范围内连续分布的,型面通常不存在局部突变。因此,调形过程中应更关注壁板的整体外形偏差情况。均方根误差(RMSE)能有效捕获全局偏差,它强调整体偏差最小化,避免局部极端值影响。RMSE值越小,表明壁板实际外形面与理论外形面的贴合程度越好。因此,将外形偏差的均方根误差作为目标函数之一。另一方面,在壁板装配过程中,由调形操作引入的装配应力过大或分布不均,结构件最薄弱部分容易出现应力集中现象,甚至发生分层损伤,严重影响复合材料结构的强度和承载性能^[17-18]。对于本文研究的复合材料整体壁板而言,蒙皮与长桁之间的连接界面通常通过共固化、共胶接或二次胶接工艺形成,该界面的强度往往低于复合材料层合板内部的层间强度,是最易发生分层失效的关键区域^[19]。此外,这类壁板结构的失效常以该界面的层间分层为主导,损伤模式主要由界面的层间应力所驱动^[20]。因此,采用蒙皮与长桁连接界面处层间应力表征装配应力,将其最大值作为另一目标函数,通过最小化该指标实现对调控过程中应力的有效控制。

综上所述,该优化问题具有两个目标:一是实现壁板整体外形偏差的最小化,以提升壁板实际外形与理论外形的贴合度;二是复合材料关键区域的层间应力最小化,以提升机体复合材料结构的承载能力和可靠性。复合材料壁板外形与应力协同优化模型可表示为

对于设计变量 $X=[H, F]$, 其中 $H=\{H_1, H_2, \dots, H_n\}$, $F=\{F_1, F_2, \dots, F_n\}$, 使得

$$\min \{f_1(X), f_2(X)\}$$

$$f_1(X) = \sqrt{\frac{1}{t} \sum_{i=1}^t \delta_i^2}$$

$$f_2(X) = \max \{|\sigma_{13}|, |\sigma_{23}|, |\sigma_{33}|\}$$

subject to:

$$n \leq N, (x_i, y_i, z_i) \in \Omega, F_i \in [0, F_{\max}] \quad (2)$$

式中, $f_1(X)$ 和 $f_2(X)$ 为优化模型的两个目标函数,分别表示壁板外形偏差的均方根误差和关键区域的层间应力水平; t 为外形监测节点的数量; σ_{13} 、 σ_{23} 、 σ_{33} 为蒙皮与长桁连接界面 1、2 方向的层间剪应力与 3 方向的层间正应力; n 、 N 分别为实际使用和工装可提供的调形单元

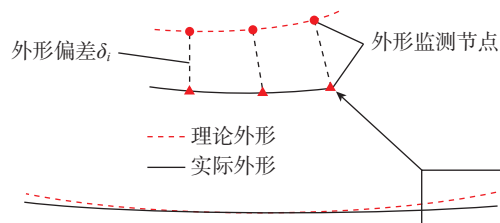


图2 壁板的外形偏差值计算

Fig.2 Calculation of the panel's shape deviation

数量; (x_i, y_i, z_i) 为吸盘中心点在工装坐标系下的坐标; Ω 为吸盘中心点的施力空间范围; $F_{\max}$ 为调形单元能够施加的最大调形力。

2.3 壁板外形与应力协同优化模型的求解

2.3.1 多目标优化问题求解方法

有限元分析与智能优化算法相结合的方法常被用于解决复合材料壁板等弱刚性薄壁件的夹具布局优化问题^[21]。常用的优化算法包括遗传算法(GA)、粒子群算法(PSO)、蚁群算法(ACO)等,但这些算法主要用于解决单目标优化问题^[22]。多目标粒子群算法(MOPSO)能对多个目标进行求解,收敛速度快,但全局搜索能力较弱,易陷入局部最优^[23]。相比之下,NSGA-II算法结构简单稳定,在求解双目标优化问题中表现优异,所获得的Pareto解集分布均匀且收敛性好^[24-25]。鉴于本文优化模型具有两个目标函数(外形偏差的均方根误差及关键区域的层间应力水平)和两个离散分布的设计变量分量(调形单元布局*H*及调形力*F*),且目标函数和设计变量之间为非线性的数学关系。因此,采用NSGA-II算法结合有限元方法求解建立的多目标优化模型。

2.3.2 设计变量编码与遗传算子操作

为实现种群多样性并保持高效迭代,需对设计变量进行编码并设计相应的遗传算子。采用分组实数编码方式,将吸盘的布局位置表示为多个离散的施力点编号,调形力值则表示为最大调形力范围内的整数。该编码方式在降低复杂度的同时,有效提升了算法运行效率。

在遗传算子操作中,选择操作采用精英保留策略,通过快速非支配排序划分Pareto等级,并依据拥挤距离优先选取前沿层级低、分布稀疏的优质解。交叉操作采用分组均匀交叉机制,以交叉概率独立交换父代个体中布局编号和施力值。变异操作则以变异概率对布局与力值分别施加变异,并根据迭代进程动态调整力值的变异步长,即前期使用较大步长增强全局探索,后期减小步长以促进局部精细搜索。上述编码与遗传算子操作在保持施力点空间结构特征的前提下,有效平衡了算法的全局探索与局部开发能力。

2.3.3 设定终止条件

选择设置最大迭代次数作为算法的主要终止条件,

以保证在有限计算资源内完成求解。同时引入自适应早停机机制,连续记录每代 Pareto 前沿解数量,当连续 m 代前沿解数量无变化时自动终止迭代。该机制有效避免了无效迭代,显著提升了整体计算效率。

3 飞机复合材料壁板外形与应力协同优化实现与验证

3.1 研究对象

飞机机翼翼盒是典型的壁板-骨架装配结构,其外形精度直接影响飞机机翼的气动外形;此外,在装配过程中对翼盒装配质量也有较高的要求。以翼盒中复合材料上壁板的缩比件作为试验件,壁板材料为 T300 碳纤维增强环氧树脂基复合材料,其预浸料单层厚度为 0.185 mm,蒙皮共有 28 层,名义厚度为 5.18 mm,铺层角度为 $[+45/-45/90/-45/0/90/0/45/0/0/-45/0/0/45]_s$;长桁共 22 层,名义厚度为 4.07 mm,铺层角度为 $[+45/-45/0/90/0/-45/0/90/0/45/0]_s$ 。翼盒复合材料上壁板结构如图 3 所示。

为简化求解过程,提高有限元仿真与算法迭代的计算效率,对吸盘在壁板上的可能布局位置进行了离散化处理。工装共设置 9 个吸盘,分为 3 组。根据工装的实际调节范围,设定单个吸盘在 X 、 Y 方向的移动范围分别为 $l_x=240$ mm 与 $l_y=140$ mm,并将两个方向等间隔地划分为 3 个离散位置。由此,每个吸盘的布局位置对应 9 个预设施力点的阵列。为便于优化算法识别与调用,为每个位置赋予了唯一的编号 $x-y$,从而将连续坐标的求解转化为对有限离散位置组合的筛选问题,即从全部 81 个预设的施力点中选取不超过 9 个点。以吸盘组 3 的第 2 个吸盘为例,壁板外表面吸盘的施力点设置如图 4 所示。

3.2 复合材料壁板数字化测量与逆向建模

使用 MetraSCAN 750 激光扫描仪 (Creaform 公司) 测量壁板外型面。首先将壁板安装于工装上进行初步定位,随后利用三维激光扫描仪获取壁板外型面的点云数据,如图 5 所示。

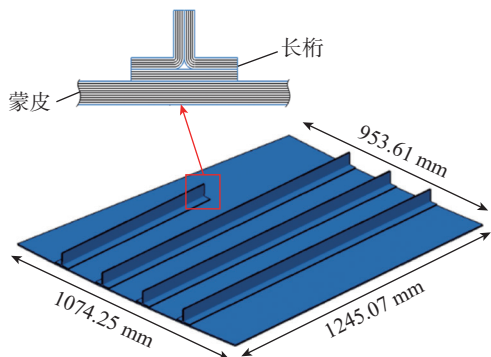


图 3 翼盒复合材料上壁板结构

Fig.3 Structure of the composite upper wing box panel

测量获得壁板外型面点云数据后,需对数据进一步处理并逆向重构壁板的真实模型。利用 Geomagic 系列软件对点云进行滤波、精简及曲面重构,最终在 CATIA 中完成壁板实体模型的逆向重建,如图 6 所示,该模型与理论模型的尺寸基本相同,后续将基于此模型建立有

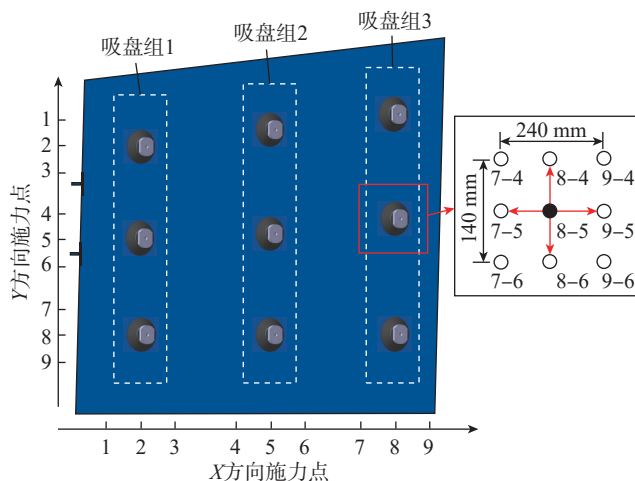


图 4 壁板外表面吸盘的施力点设置

Fig.4 Setup of force application points for suction cups on the panel's outer surface

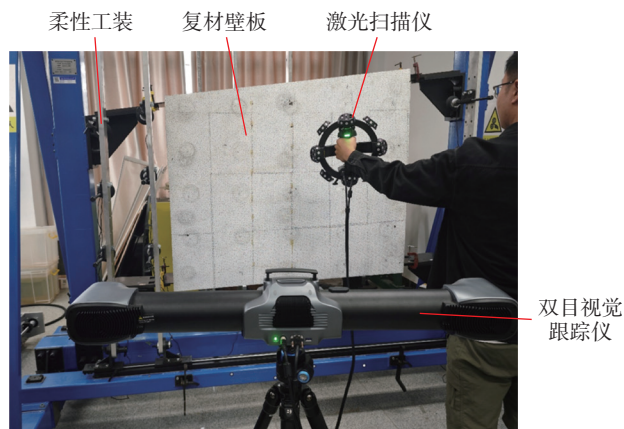


图 5 使用三维激光扫描仪测量壁板外型面

Fig.5 Measurement of the panel's outer surface using a 3D laser scanner

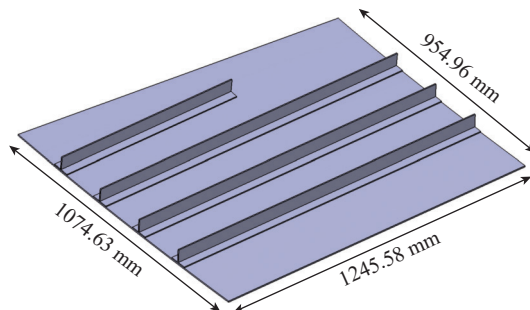


图 6 逆向建模得到的壁板实际模型

Fig.6 Actual panel model obtained through reverse modeling

限元仿真模型。

3.3 复合材料壁板有限元仿真模型建立

有限元分析方法能够精确计算壁板的受力变形情况,本文选择对非线性问题计算精度极高的 ABAQUS 软件作为有限元分析的工具。将逆向建模后的壁板实体模型导入 ABAQUS,建立复合材料壁板的初始化有限元模型。

3.3.1 单元类型选择与网格划分

针对复合材料壁板蒙皮和长桁结构,采用 SC8R 单元进行建模,一方面具有较高的计算精度,能够更准确地反映结构的力学行为;另一方面连续壳单元的计算成本相对较低,在算法迭代求解过程中能够更加高效地运行。

粘聚区模型 (Cohesive zone model, CZM) 能够用于模拟蒙皮与长桁的连接界面,并且准确预测复合材料整体壁板在复杂载荷作用下界面分层损伤的起始及演化。因此,在蒙皮与长桁的连接界面插入一层 0 厚度的 Cohesive 单元,单元类型设置为 COH3D8。通过输出 Cohesive 单元的层间应力值评估调形力作用下壁板的应力水平。同时,为在优化后对结构安全性进行校核,采用二次名义应力准则作为损伤起始的判断依据,输出单元积分点的损伤因子 QUADSCRT 的最大值。QUADSCRT 的值介于 0~1 之间,值越小表明结构受损伤的可能性越小,即材料的“安全裕度”越高。

为确保有限元仿真结果不受网格密度的显著影响,在正式有限元建模前开展了网格无关性验证。分别设置壁板面内网格尺寸为 20 mm、15 mm、10 mm、8 mm 和 5 mm,所有模型的几何、材料属性、边界条件及载荷设置均保持一致。选取壁板最大变形量和粘聚区最大层间应力作为判断依据,不同网格尺寸下的仿真结果对比如表 1 所示。结果表明,网格尺寸由 15 mm 细化至 10 mm 时,壁板最大变形量相对变化为 6.67%,层间应力相对变化为 0.58%;网格尺寸进一步细化至 8 mm 或 5 mm 时,上述两项结果基本不变,然而网格单元总数大幅增加。因此,综合计算精度与求解效率最终设置网格

表 1 网格无关性验证结果

Table 1 Results of mesh independence verification

网格尺寸/ mm	SC8R 单元数量	COH3D8 单元数量	壁板最大 变形/mm	粘聚区 最大层间 应力/MPa
20	6394	671	0.162	3.605
15	10313	1192	0.195	3.790
10	22334	2682	0.208	3.812
8	34865	4185	0.210	3.818
5	90989	10728	0.212	3.821

尺寸为 10 mm,网格划分结果如图 7 所示。

3.3.2 材料属性设置

试验使用的复合材料层合板的性能参数如表 2 所示,采用 Lamina 类型定义材料属性,通过 Composite Layup 功能分别设置蒙皮和长桁的铺层信息。蒙皮与长桁之间的胶层力学性能参数如表 3 所示。

3.3.3 外形监测节点设置与初始外形偏差计算

基于 PolyWorks 和 ABAQUS 软件实现壁板外形偏差的量化分析。通过 PolyWorks 软件的偏差分析功能生成初始外形偏差分布云图,壁板初始外形偏差范围为 -1.428~0.696 mm。为定量描述外形偏差,在壁板有限元模型的外表面每隔 4 个网格单元 (约 40 mm) 设置一个外形监测节点,共计 775 个节点,建立起等距的外形监测网络。监测点设置完成后,读取各节点的坐标,将监测点坐标导入 PolyWorks 软件,从而获取调形前壁

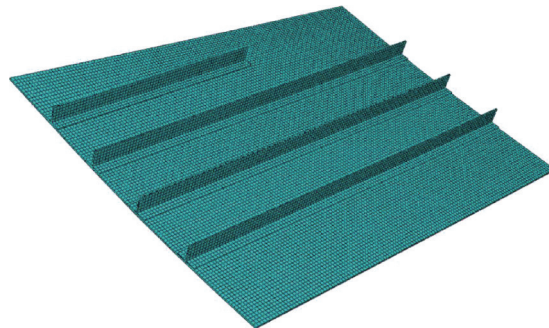


图 7 壁板有限元网格划分

Fig.7 Finite element meshing of the panel

表 2 T300 碳纤维增强环氧树脂基复合材料性能参数

Table 2 Material properties of T300 carbon fiber-reinforced epoxy matrix composites

性能参数	数值
纵向弹性模量 E_1 /MPa	155000
横向弹性模量 E_2 /MPa	7600
面内剪切模量 G_{12} /MPa	4320
面外剪切模量 G_{13} /MPa	4320
面外剪切模量 G_{23} /MPa	3230
主泊松比 ν_{12}	0.344
纵向拉伸强度 X_T /MPa	1050
纵向压缩强度 X_C /MPa	750
横向拉伸强度 Y_T /MPa	20
横向压缩强度 Y_C /MPa	106
纵向剪切强度 S_L /MPa	72
横向剪切强度 S_T /MPa	72

板的初始外形偏差值,为后续壁板外形调控方案中外形偏差的计算提供依据。壁板外形偏差及外形监测点分布如图8所示。

3.3.4 吸盘与壁板的约束关系设置

为准确模拟调形单元末端吸盘与壁板的接触力学行为并兼顾计算效率,在ABAQUS中将吸盘中心点在壁板表面的法向投影点作为施力点。基于前述离散化方案,9个吸盘共对应81个预设施力点,各点均设置为参考点,并按其布局设置参考点编号为 $RP-x-y$ ($x, y \in [1, 2, \dots, 9]$)。

为合理传递载荷,通过Python脚本自动识别壁板外表面上位于各吸盘作用区域内的节点,即与对应参考点距离小于吸盘半径的节点,构成该吸盘的“作用节点集”,记作 $Set-x-y$ ($x, y \in [1, 2, \dots, 9]$)。随后,在参考点与其作用节点集之间建立耦合约束(Coupling),从而将调形力等效传递至壁板结构。该耦合关系示意图如图9所示。

表3 胶层的力学性能参数

Table 3 Mechanical properties of the adhesive layer

性能参数	数值
法向刚度 K_n /(N/mm ³)	1×10^6
第一、第二切向刚度 $K_s = K_t$ /(N/mm ³)	1×10^6
BK系数 η	1.45
I型断裂能 G_n /(N/mm)	0.075
II型断裂能 G_s /(N/mm)	0.547
III型断裂能 G_t /(N/mm)	0.547
黏性正则化系数	1×10^{-5}

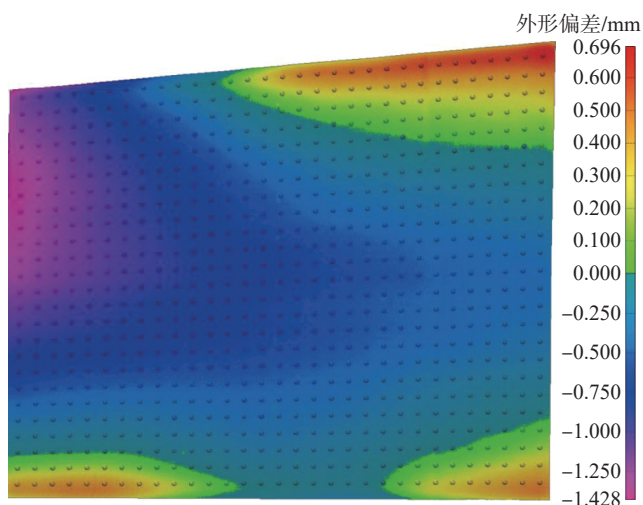


图8 壁板初始外形偏差及外形监测点分布

Fig.8 Initial shape deviation and distribution of monitoring points on the panel

3.3.5 载荷与边界条件设置

文献[26]指出,目前国内外主要飞机制造商规定的复合材料零件装配压紧力限值,国内常用规范为在壁板上每300 mm施加50 N的调形力。综合考虑材料尺寸及工装能力限制,取80 N作为调形单元能够施加的最大调形力。在ABAQUS的Load模块中,在参考点处施加沿Z轴负方向的集中力载荷,即 $CF1=CF2=0, CF3=-F_i$,且 $F_i \in [0, 80]$ 。当 $F_i=0$ 时,对应的吸盘处于关闭状态。

翼盒上壁板缩比在工装中通过侧边定位器与G形夹夹持实现固定,并由底部定位槽提供支撑。基于该定位方案,在有限元模型中设置相应的边界条件。在侧边定位点处施加全约束($U1=U2=U3=UR1=UR2=UR3=0$),模拟定位过程中的完全固定;壁板底部与定位槽接触,可沿Z轴方向发生微小移动,仅限制该位置的两个平动自由度($U1=U2=0$)。至此,复合材料壁板有限元仿真模型建立完成。

3.4 有限元结果的准确性验证

在本文提出的复合材料壁板外形与应力调控方法中,优化结果是通过有限元仿真求解得到的,然而实际装配环境与仿真环境不可避免地存在差异,因此需要客观地评估有限元仿真结果的准确性。选择调形单元均匀布局的方案下进行验证,在吸盘布局为 $H=\{2-2, 2-5, 2-8, 5-2, 5-5, 5-8, 8-2, 8-5, 8-8\}$ 处施加相同的50 N调形力,将该方案下的仿真结果与试验结果进行对比验证。

工装通过调形单元末端的吸盘施加调形力,选用SMC公司提供的H系列重型球接头吸盘,有效半径为40 mm。并且,由于吸盘对工件表面的吸附力不会对壁板造成额外变形^[12],因此忽略吸盘吸附对壁板造成的影响。具体试验过程:首先,将翼盒复合材料上壁板缩比件定位准确,并设置工装上各调形单元的位置;然后,通过伸缩柱调节使吸盘与壁板表面接触并吸附,此时将力传感器的示数归0,作为调形前的初始状态;最后,控制调形单元上的伸缩柱对壁板施加调形力。调形过程中通过力传感器显示器实时监测并保持施力值稳定。

三维数字图像相关(3-dimension digital image

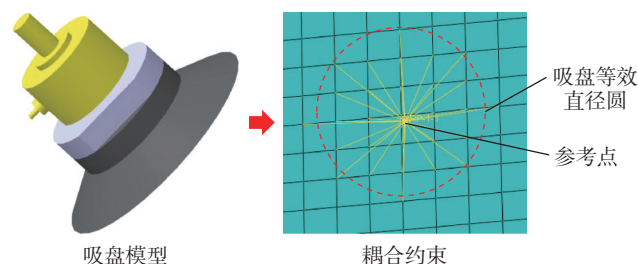


图9 吸盘施力点与壁板间的耦合约束示意图

Fig.9 Schematic of the coupling constraint between suction cup force points and the panel

correlation, 3D DIC) 是一种结合双目立体视觉相机与数字图像处理算法测量物体空间位移与应变的技术, 通过该技术可测量调形前后壁板的法向位移数据与壁板表面应变。测量现场如图 10 所示。

采用 3D DIC 技术测量壁板外表面沿法向 (Z 方向) 的位移分布, 并与有限元仿真结果进行对比, 如图 11 (a) 和 (b) 所示。其中, 有限元仿真计算所得的壁板法向位移区间为 $-0.982 \sim 0.002$ mm, 试验测量结果为 $-1.003 \sim 0.014$ mm, 二者在位移区间范围与分布趋势上均表现出良好的一致性。同时, 为验证有限元模型对应力/应变场预测的准确性, 在壁板表面避开直接加载区域的中心部位, 沿两条竖向路径提取有限元结果中单元积分点的面内正应变 E_{11} , 并与相同路径下 DIC 后处理得到的表面正应变 ε_{xx} 进行对比, 如图 11 (c) 所示。两条路径上应变分布形态一致, 最大相对误差均小于 5%, 因此可认为有限元结果对面内应变场的预测具有良好的可靠性, 间接反映了应力结果的准确性。

3.5 优化算法实现

本实例中, 对翼盒复合材料上壁板的外形准确度要求为基本偏差不超过 0.8 mm, 局部区域 ($\leq 10\%$) 偏差不超过 1.5 mm^[16]。考虑到工装定位误差与载荷施加误差的影响, 设定基本偏差不超过 0.5 mm, 局部偏差不超过 1.0 mm。此外, 为避免面外载荷过大导致蒙皮-长桁共固化区的胶层破坏, 粘聚区层间应力最大值设置为不超过 20 MPa^[20]。

基于 Python 语言编写运行脚本, 实现了全流程参数化建模与自动求解。在有限元前处理阶段, 根据 NSGA-II 遗传操作生成包含施力点布局与调形力值的调控方案; 通过调用 ABAQUS 求解器, 计算各方案对应的壁板变形与应力状态; 在后处理阶段, 脚本自动提取 odb 仿真结果文件中的外形偏差与层间应力数据, 并作为适应度值反馈至优化算法。通过持续迭代, 最终获取一系列非支配解, 构成 Pareto 最优解集。算法运行流程如图 12 所示, NSGA-II 关键参数如表 4 所示。

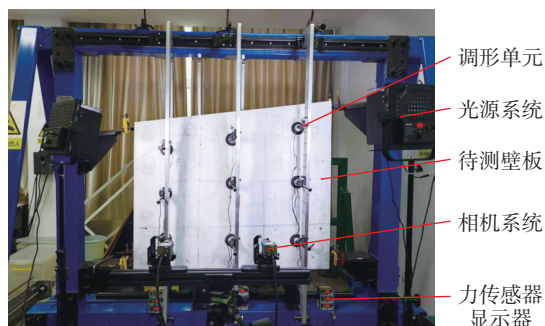
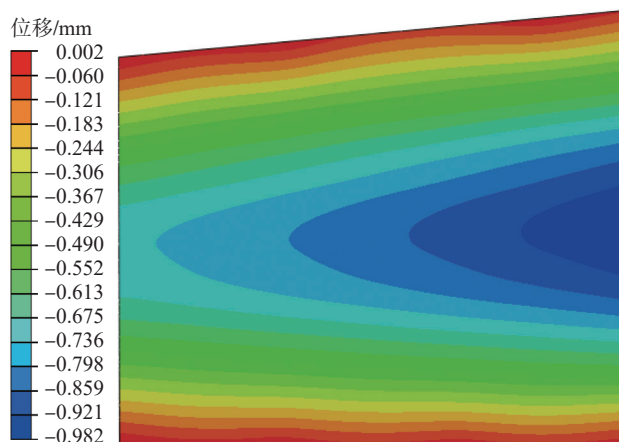


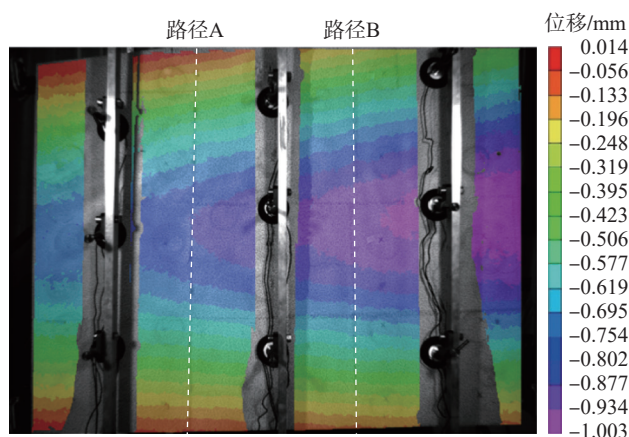
图 10 通过 3D DIC 测量壁板位移与应变

Fig.10 Measurement of panel displacement and strain via 3D DIC

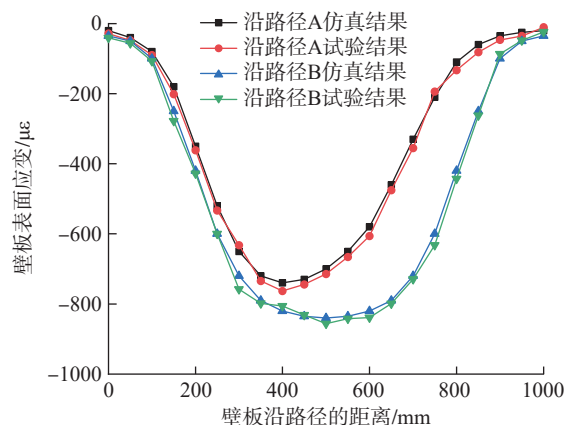
优化模型计算求解在硬件配置为 Intel Xeon-W 2245 (8 核 3.9 GHz)、64 GB RAM、NVIDIA RTX 3080 GPU 的工作站上完成。由于算法的精英保留策略, 优化过程在达到最大的迭代次数前提前收敛, 实际有限元分析的运行次数约为 3200 次, 耗时约 9.5 h。通过 NSGA-II 算法迭代求解后, 获得 8 个分布均匀且收敛良好的非支配



(a) 有限元仿真结果



(b) DIC 试验结果



(c) 壁板沿不同路径的表面应变

图 11 调形单元均匀布局方案下的有限元结果与试验结果对比
Fig.11 Comparison of finite element and experimental results under the uniform layout scheme of shape adjustment units

解,如图 13 所示。该解集清晰展示了层间应力最大值与外形偏差均方根误差 RMSE 之间的权衡关系:当调形方案侧重于降低装配应力,即层间应力减小时,壁板外形精度下降,即 RMSE 增加;反之,追求高精度外形控制时,结构内部应力水平显著上升。为便于后续分析,

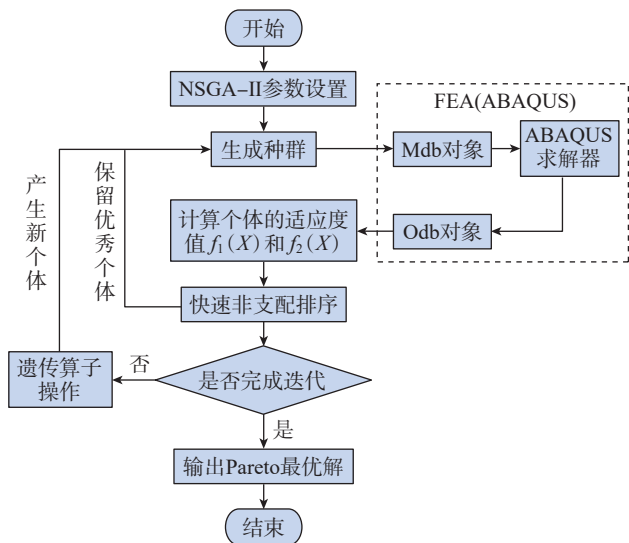


图 12 壁板协同优化方案求解流程

Fig.12 Flowchart of the solution process for the panel's coordinated optimization

表 4 NSGA-II 参数设置

Table 4 Parameter settings of the NSGA-II algorithm

参数	数值
种群大小	100
最大迭代次数	50
交叉概率	0.5
变异概率	0.7
调形力 F 变异步长(前40%代)	10
调形力 F 变异步长(后60%代)	5
早停阈值	10

从 Pareto 前沿上选取 3 个典型解: P1 (应力水平最低)、P3 (外形精度最高) 以及 P2 (均衡方案)。这 3 个解分别对应 3 种不同的优化策略,从而系统评估不同优化方案对壁板外形与应力调控的效果。3 种优化策略及其对应的优化结果如表 5 所示。可以看到,通过本文优化方法得到的调控方案将外形偏差的均方根误差减小至 0.36 mm,有效提高了壁板实际外形与理论外形的贴合度;同时将层间应力水平控制在 16 MPa 以下,实现了对壁板外形偏差与装配应力的协同优化。

3.6 优化方案的有效性分析

为验证所获 Pareto 解集的有效性,通过 Python 提取 P1、P2 和 P3 这 3 组优化方案下壁板外形与理论外形之间的偏差。同时,以均匀布局方案(记作 P0)作为对照组,在 ABAQUS 中计算该方案下的壁板外形偏差与应力分布。

通过直方图对 4 种调控方案下复合材料壁板的外形偏差调控效果进行对比分析,结果如图 14 所示,其中横坐标表示外形偏差范围,纵坐标表示各偏差范围内监测点的频率分布。结果表明,与优化前相比, P1、P2、P3 3 组优化方案均能够有效改善壁板的外形偏差分布,优

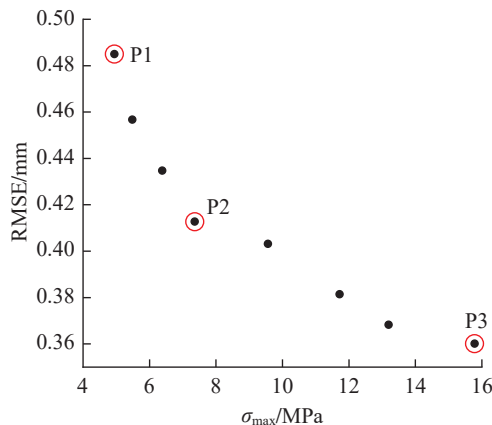


图 13 协同优化方案的 Pareto 最优解集

Fig.13 Pareto optimal solution set for the coordinated optimization schemes

表 5 不同优化方案的优化结果

Table 5 Optimization results of different schemes

方案	取值	外形偏差均方根误差/mm	粘聚区最大层间应力/MPa
P0	$H=\{2-2, 2-5, 2-8, 5-2, 5-5, 5-8, 8-2, 8-5, 8-8\}$ $F=\{50, 50, 50, 50, 50, 50, 50, 50, 50\}$	0.584	8.20
P1	$H=\{2-3, 2-4, 2-7, 6-2, 6-5, 6-9, 8-2, 8-4, 8-7\}$ $F=\{35, 50, 30, 40, 65, 35, 15, 25, 30\}$	0.485	4.94
P2	$H=\{2-1, 2-4, 2-9, 4-1, 4-4, 4-9, 9-1, 9-5, 9-8\}$ $F=\{50, 70, 40, 30, 65, 35, 20, 35, 30\}$	0.413	7.36
P3	$H=\{1-1, 1-4, 1-7, 4-1, 4-4, 4-9, 8-2, 8-6, 8-9\}$ $F=\{60, 75, 50, 45, 70, 55, 30, 40, 25\}$	0.360	15.78

化后偏差值小于 0.5 mm 的监测点数量显著增加,而 P0 方案对壁板外形的调控效果较差。

根据直方图结果与表 5 的优化结果,P2 方案在外形与应力协同调控方面表现出优异的综合性能。对该方案下外形监测点的外形偏差信息进行统计分析,775 个监测点中共有 652 个点控制在 0.5 mm 的偏差范围内,占比为 84.13%;而优化前和 P0 方案下该偏差范围监测点占比分别为 54.06% 和 43.87%,提升幅度分别为 30.07 个百分点和 40.26 个百分点,证明了优化方案在外形调控方面的有效性与必要性。

在应力控制方面,通过 ABAQUS 后处理模块对传统均匀布局方案 P0 与优化所得的低应力方案 P1 的层间应力水平进行对比分析,如图 15 所示。结果表明,P0 方案下壁板粘聚区最大层间应力为 8.20 MPa,而 P1 方案下最大层间应力为 4.94 MPa,装配应力水平显著降低,降幅为 39.8%,证明该优化方案具有较好的装配应力调控能力。

为全面评估优化后壁板的整体结构安全性,对 P3 方案(外形精度最高、层间应力最大)下的壁板应力与损伤状态进行综合评估。如图 16(a)所示,高应力区域主要集中在定位夹紧点及部分施力点附近,符合结构受力特征。壁板最大应力值为 32.75 MPa,说明优化过程在有效控制关键界面应力的同时,并未导致壁板主体结构出现应力异常升高。在此基础上,对蒙皮与长桁连接界面的应力状态进行评估。如图 16(b)所示,粘聚区损伤因子云图表明,损伤因子 QUADSCRT 的最大值为 0.059,远小于 1,且最大损伤因子位于长桁边缘区域,这与实际结构中应力集中现象相符。以上结果表明,该优化方案下的应力分布整体合理,能够保障结构安全。

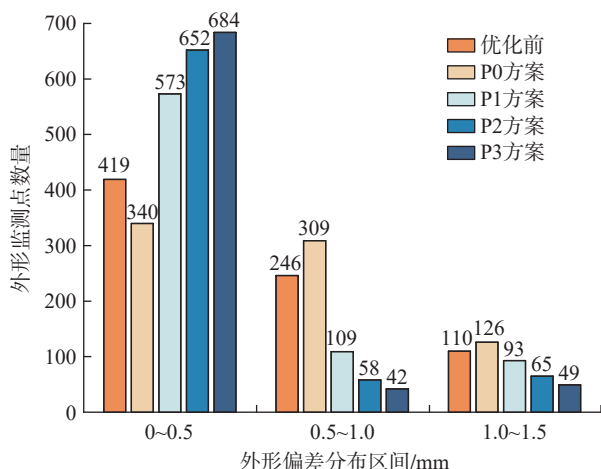
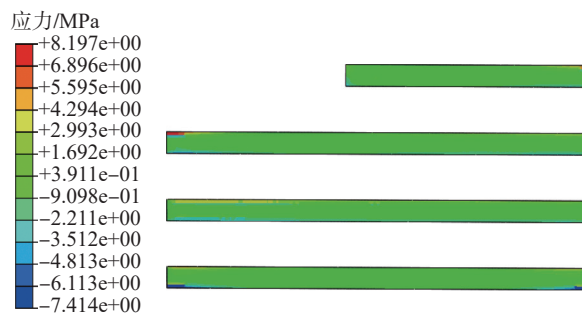


图 14 不同优化方案下壁板外形偏差分布

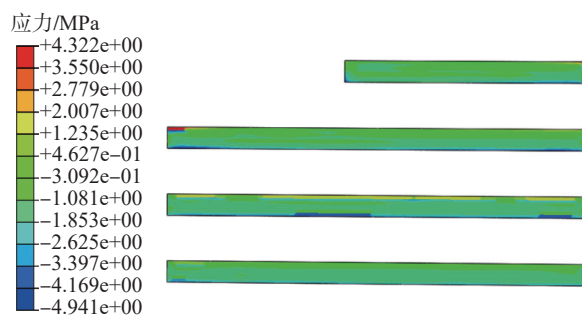
Fig.14 Shape deviation distribution of the panel under different optimization schemes

3.7 优化方案的试验验证

为验证优化方案的可行性,选取综合性能最优的 P2 方案进行外形调控试验验证。依据表 5 中 P2 方案



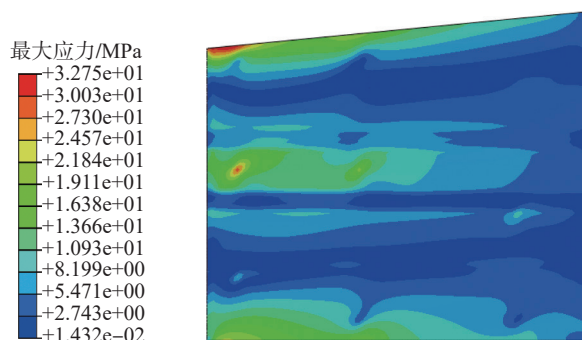
(a) P0方案下粘聚区层间应力分布



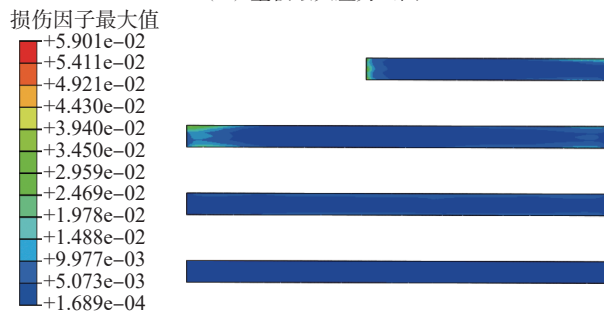
(b) P1方案下粘聚区层间应力分布

图 15 P0 与 P1 方案下壁板粘聚区应力云图

Fig.15 Interfacial stress distribution in the cohesive zone of the panel under Schemes P0 and P1



(a) 壁板最大应力云图



(b) 壁板粘聚区损伤因子云图

图 16 P3 方案下壁板整体结构安全性验证

Fig.16 Verification of overall structural safety for the panel under the Scheme P3

下调形单元的布局 H 与调形力 F 配置柔性工装,对翼盒上壁板缩比件施加调形力并保持稳定。在此状态下,采用三维激光扫描仪获取壁板实际外形的点云数据,并通过 Geomagic Warp 软件进行处理,如图 17(a)所示;在 Polyworks 软件中得到壁板外形偏差分布云图,如图 17(b)所示。壁板外形偏差范围为 $-1.280 \sim 0.854$ mm,绝大部分区域外形偏差控制在 ± 0.5 mm 以内,基本满足本文设定的壁板外形准确度要求。此外,在壁板左侧定

位区域附近仍存在部分区域的外形偏差超过 1.0 mm,这主要源于工装结构的定位约束及调形单元施力范围的限制,导致该局部区域的调控能力不足。对应方案下的壁板应力水平则由前文已验证的有限元模型加以评估,如图 17(c)所示,壁板整体应力水平较小,处在可控范围内。

4 结论

(1) 提出一种集成数字化测量、逆向建模、有限元仿真与多目标优化的复合材料壁板柔性调形方法,实现对复合材料壁板外形偏差与装配应力的协同控制,并为工程实践提供兼顾不同侧重点的优化方案选择。

(2) 在现有工装的基础上,以翼盒复合材料上壁板为研究对象进行优化模型的求解。结果表明,该优化方法能够将壁板外形偏差的均方根误差减小至 0.36 mm,同时将壁板关键区域的层间应力控制在 16 MPa 以下。

(3) 通过仿真与试验验证了优化方案的可行性,但在算法优化效率与工装外形调控能力等方面仍存在提升空间。后续工作中可通过探索更高效的优化算法、优化定位策略、提升调形单元性能等方式,进一步提升本文方法的工程适用性。

参考文献

- [1] 徐林, 刘传军, 赵崇书. 复合材料在民用飞机应用与发展趋势[J]. 复合材料科学与工程, 2024(9): 98-104.
XU Lin, LIU Chuanjun, ZHAO Chongshu. Application and development trends of composite materials in civil aircraft[J]. Composites Science and Engineering, 2024(9): 98-104.
- [2] 宁莉, 杨绍昌, 冷悦, 等. 先进复合材料在飞机上的应用及其制造技术发展概述[J]. 复合材料科学与工程, 2020(5): 123-128.
NING Li, YANG Shaochang, LENG Yue, et al. Overview of the application of advanced composite materials on aircraft and the development of its manufacturing technology[J]. Composites Science and Engineering, 2020(5): 123-128.
- [3] 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.
- [4] HIKEN A. The evolution of the composite fuselage: A manufacturing perspective[M]//Aerospace Engineering. London: Intech Open 2019.
- [5] 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.
- [6] 刘镇阳, 翟雨农, 李东升, 等. 飞机复合材料壁板装配变形控

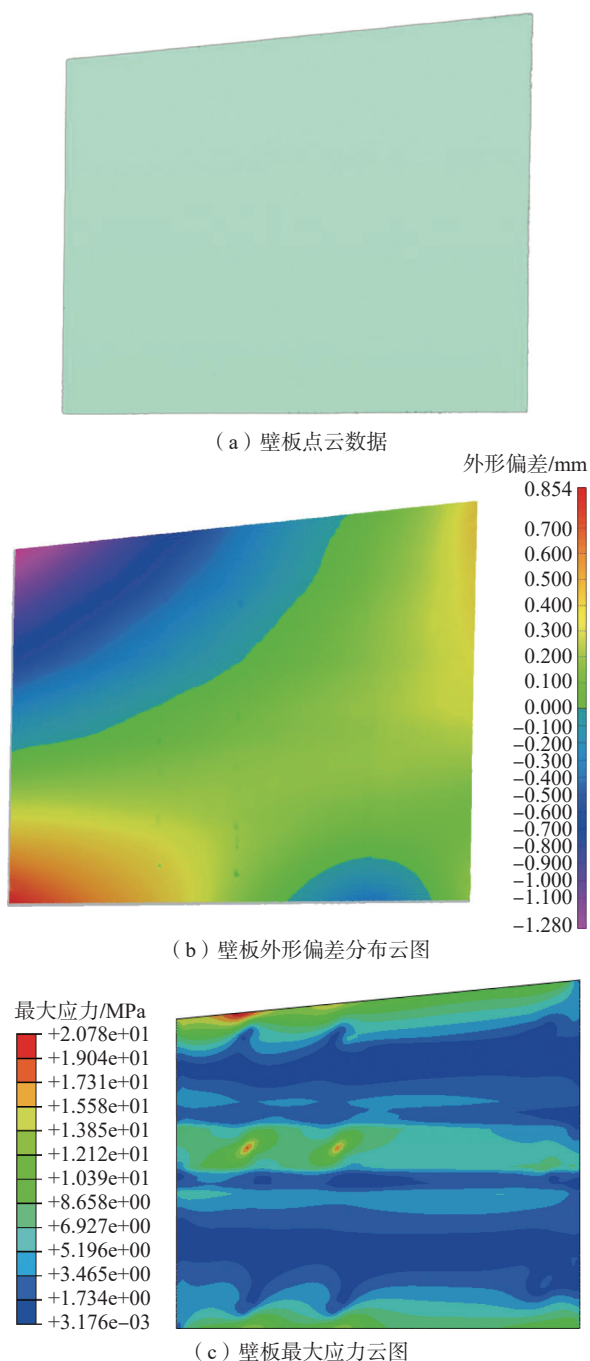


图 17 P2 方案的试验验证结果

Fig.17 Experimental validation results of the Scheme P2

制技术研究与应用进展[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.

[7] ARISTA R, FALGARONE H. Flexible best fit assembly of large aircraft components. airbus A350 XWB case study[M]//Product Lifecycle Management and the Industry of the Future. Cham: Springer International Publishing, 2017: 152–161.

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

[9] POLINI W, CORRADO A. Digital twin of composite assembly manufacturing process[J]. International Journal of Production Research, 2020, 58(17): 5238–5252.

[10] ZHANG W, AN L 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): 1687814021995703.

[11] 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制方法[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.

[12] 彭云. 大型复材壁板偏差分析及其装配协调技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2023.

PENG Yun. Research on deviation analysis and assembly cordination technology of large composite panel[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2023.

[13] 吕禹龙, 李东升, 杨应科, 等. 基于高斯过程的复合材料机身壁板力-形协同控制方法[J]. 复合材料学报, 2025, 44(0): 1–11.

LU Yulong, LI Dongsheng, YANG Yingke, et al. Force-shape synchronous control method for composite fuselage panels based on Gaussian process[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2025, 44(0): 1–11.

[14] 李梅平, 张永亮, 刘宏伟, 等. 飞机复合材料结构装配中的力学行为研究进展[J]. 机械制造与自动化, 2024, 53(6): 20–27.

LI Meiping, ZHANG Yongliang, LIU Hongwei, et al. Research progress of mechanical behavior in aircraft composite structure assembly[J]. Machine Building & Automation, 2024, 53(6): 20–27.

[15] GUO F Y, BAO Q W, LIU J L, et al. Assembly quality control technologies in forced clamping and compensation processes for large and integrated aeronautical composite structures[J]. Machines, 2025, 13(2): 159.

[16] 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.

[17] 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.

[18] 郭飞燕, 闫群, 张永亮, 等. 飞机复材结构几何-物理装配状态对服役性能的影响[J]. 航空学报, 2025, 46(12): 27–60.

GUO Feiyan, YAN Qun, ZHANG Yongliang, et al. Influence of assembly geometric and physical properties of aircraft composite structure on service performance[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2025, 46(12): 27–60.

[19] 陈向明. 复合材料加筋壁板后屈曲失效机理与失效预测方法[D]. 西安: 西北工业大学, 2021.

CHEN Xiangming. Postbuckling failure mechanism and failure prediction method of stiffened composite panels[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2021.

[20] 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.

[21] 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.

[22] 黎雪婷, 安鲁陵, 岳烜德, 等. 飞机复合材料壁板装配中临时紧固件数量与布局优化方法[J]. 复合材料学报, 2022, 39(8): 4102–4116.

LI Xueting, AN Luling, YUE Xuande, et al. Optimization method of the number and layout of temporary fasteners in composite panel assembly of aircraft[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2022, 39(8): 4102–4116.

[23] 冯茜, 李擎, 全威, 等. 多目标粒子群优化算法研究综述[J]. 工程科学学报, 2021, 43(6): 745–753.

FENG Qian, LI Qing, QUAN Wei, et al. Overview of multiobjective particle swarm optimization algorithm[J]. Chinese Journal of Engineering, 2021, 43(6): 745–753.

[24] DEB K, PRATAP A, AGARWAL S, et al. A fast and elitist multiobjective genetic algorithm: NSGA-II[J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2002, 6(2): 182–197.

[25] 周泽权. 基于蒙皮外形的飞机壁板柔性装配系统优化设计研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2021.

ZHOU Zequan. Research on optimal design of flexible assembly system of airplane siding based on skin shape[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2021.

[26] 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.

(责编 阳光)