

引文格式: 李宣慧, 石文雄, 郭文娟, 等. 激光融合测量反演的定位工装结构变形精准预测方法[J]. 航空制造技术, 2025, 68(17): 82-88, 98.
LI Xuanhui, SHI Wenxiong, GUO Wenjuan, et al. Accurate prediction method of structure deformation for positioning tool based on laser fusion measurement inversion[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2025, 68(17): 82-88, 98.

激光融合测量反演的定位工装结构变形精准预测方法

李宣慧¹, 石文雄², 郭文娟², 胡文龙¹, 骆彬^{1,3}, 梁彪^{1,3}

(1. 西北工业大学, 西安 710072;

2. 中航西安飞机工业集团股份有限公司, 西安 710089;

3. 飞行器高性能装配工业和信息化部重点实验室, 西安 710072)

[摘要] 受重力等外部载荷的影响, 飞机装配定位工装的结构不可避免地产生变形, 直接影响飞机结构的装配精度。然而, 由于产品外形遮挡, 传统基于视觉的结构变形测量方法无法直接获取工装结构变形。对此, 本文提出了一种激光测量数据反演的定位结构终端变形精准快速预测方法。通过激光扫描仪对定位结构进行扫描测量, 获取结构实测数模; 基于定位结构数字化仿真模型, 自动批量化获取仿真数据集, 并采用多层感知神经网络建立了待测终端变形与可视区域变形的映射模型; 在此基础上, 构建了工装结构终端变形反演差分优化方法, 实现了定位工装结构终端变形的反演求解。通过实例分析发现, 定位工装终端反演预测值与实测值最大误差为 8.25%, 验证了所提出的定位结构变形反演方法的有效性。

关键词: 定位结构; 激光测量; 神经网络; 差分优化; 变形预测

中图分类号: V262.4; TN247

文献标志码: A

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2025.17.082

Accurate Prediction Method of Structure Deformation for Positioning Tool Based on Laser Fusion Measurement Inversion

LI Xuanhui¹, SHI Wenxiong², GUO Wenjuan², HU Wenlong¹, LUO Bin^{1,3}, LIANG Biao^{1,3}

(1. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

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

3. Key Laboratory of Aircraft High Performance Assembly, Ministry of Industry and Information Technology, Xi'an 710072, China)

[ABSTRACT] Due to the influence of external loads such as gravity, the structure of aircraft assembly positioning tool is inevitably deformed, which directly affects the assembly accuracy of aircraft structure. However, due to the occlusion of product shape, the traditional vision-based structural deformation measurement method can't directly obtain the structural deformation of tooling. In this paper, an accurate and fast prediction method of terminal deformation of positioning structure based on laser data inversion is proposed. The positioning structure is scanned and measured by laser scanner, and the measured numerical model is obtained. Based on the digital simulation model of the positioning structure, the simulation data set is obtained automatically, and the mapping model between the deformation of the terminal and the deformation of the visible region is established by using the multi-layer perceptron network. On this basis, the inverse differential optimization method of the terminal deformation of the tool structure is constructed, and the inverse solution of the terminal deformation of the positioning tool structure is realized. The results show that the maximum error between the predicted value and the measured value is 8.25%, which verifies the validity of the proposed method.

Keywords: Positioning structures; Laser measurement; Neural networks; Differential optimization; Deformation prediction

在飞机装配中,定位工装结构作为产品的关键定位要素,与产品直接连接并承受产品载荷。大多数定位结构可概括为悬臂形式,即在约束端利用孔销、耳片等形式实现约束,在受力端与产品连接并承担载荷^[1]。由于定位工装结构在承受载荷时会产生变形,这种变形会导致与之相连的结构发生位置偏差,不仅直接影响整体装配精度,甚至可能引发安全风险^[2]。因此,对工装结构受载后的变形进行准确测量和预测,对于控制装配误差、提高装配质量具有重要意义^[3]。

目前传统变形测量方法主要是基于计算机模拟技术,可以对定位工装结构进行准确建模与仿真分析,通过应变-位移关系计算位移场^[4]。美国宇航局(NASA)兰利研究中心 Bogert 等^[5]基于应变和模态特性的转换理论,利用有限元模型计算模态矩阵,并通过应变数据实现结构位移的重构。陈士明^[6]提出了一种适用于板梁组合结构的变形测量方法,通过对板梁组合结构进行有限元建模与仿真(过程中涉及坐标转换、矩阵组装等问题),可在载荷未知的情况下完成结构的变形重构。Esposito^[7]结合逆有限元法(iFEM)和模态法(MM),耦合了这两种方法的公式:先通过模态方法对有限数量的应变传感数据进行扩展,从而得到更多应变信息,然后通过逆有限元法将这些应变数据进行形变分析,并在复合材料加筋结构上进行了数值和试验验证。这些方法虽然根据数值理论实现了变形测量,但难以模拟真实的现场工况,包括复杂的载荷条件、材料的非线性特性及实际装配中的各种不确定性因素。

随着数字图像处理技术的进步,视觉测量技术凭借非接触、速度快、便携等优点,越来越广泛地应用于结构变形测量及损伤识别^[8-9]。视觉测量技术包括激光扫描、摄影测量等,能够快速获取结构表面的三维空间点位信息,适用于实时快速检测。Chu 等^[10]在 1985 年基于光学测量的基本原理,将数字图像相关方法应用于结构表面变形测量,通过检测和分析实际位移分量及物体表面的变形梯度,验证了该技术在测量物体表面位移和变形方面的准确性和有效性。Khuc 等^[11]提出了一种完全非接触式结构健康监测系统框架,该框架利用普通相机和计算机视觉技术来获取结构的位移和振动信息,并通过将图像中的关键点作为虚拟目标,摆脱了对物理目标的依赖。杜文康等^[12]提出了一种基于 TM-DIC 匹配方法的动态响应测量技术,该技术基于数字图像相关方法对结构表面特征进行分析,提取关键位置的位移,实现了高精度的结构变形测量。然而,在实际装配现场,受装配工装结构特征与装配环境的影响,定位工装的关键特征部位可能因结构遮挡而难以直接采用视觉测量。因此,需要结合现有的视觉测量技术,开展对遮挡情况

下的定位结构终端变形测量技术的研究。

针对飞机装配定位工装结构终端变形精确测量的问题,本文基于激光扫描测量和定位终端位移反演技术,选取定位工装中的某典型结构,阐释和验证本文提出的研究方法在解决该问题上的可行性和准确性。具体过程如下:首先,在工装结构表面粘贴辅助测量的靶标点,利用激光扫描仪测量获得其定位结构实测数模;然后,基于定位结构数字化仿真模型,对定位终端施加力载荷,得到工装结构在载荷作用下终端位置的位移云图,并根据已知的定位结构靶标点三维坐标,得到靶标点的三维位移与定位终端位移的映射关系;最后,根据所建立的映射关系,结合激光扫描测量得到的靶标点三维位移,反演计算定位终端的位移值,并通过某典型工装结构变形预测应用验证。本文提出的方法通过激光扫描和位移反演技术的结合,解决了传统视觉测量难以直接获取遮挡区域变形的问题,实现了部分工装结构遮挡情况下的关键区域变形精准预测。

1 工装结构实测模型重构

1.1 测量设备

激光扫描^[13]作为一种非接触式测量方式,在测量过程中不会对工装结构造成任何损伤,且能够在短时间内获取被测结构表面高精度的空间点位信息,适用于复杂工装结构快速高精度测量。

本研究采用 KSCAN20 激光扫描仪(Scantech, 中国),其测量精度为 0.02 mm,分辨率为 0.01 mm,基准距为 300 mm,最高扫描速率为 650000 次/s,最大扫描面幅为 550 mm × 600 mm,激光类别为 Class II(人眼安全)。该设备通过相机获得投影到待测件表面的激光,并根据固定在待测物体表面的标记点确定扫描过程中待测物体的相对空间位置,最终经过不断获取激光所经过位置的三维信息,生成连续的点云数据。反复扫描工件外形,同时以标记点进行扫描模型匹配,实现工件三维坐标数据的扫描获取。

1.2 数据采集与结果分析

利用标定板对激光扫描仪进行标定,如图 1 所示。在试验环境下,从 4 个角度、6 个距离对不同位置的标记点阵列进行扫描,标定出激光扫描仪的内置参数,降低环境中光源等因素对测量结果的干扰。同时,根据扫描过程对零部件及周围环境不变基准进行标记点粘贴,在保证测量区域与不变基准区域标记点数量足够的同时,避免出现某一区域标记点过少或标记点粘贴过近等导致扫描精度下降的不良布局。然后,采用手持激光扫描仪对零件进行扫描提取,系统自动计算出标记点三维位置坐标。最后,通过设备自带的阵列式激光发射到零

件表面,产生反射,由设备两端相机进行采集,得到零部件表面的三维点云。利用 MATLAB 程序对点云数据进行降采样和去噪,剔除可能存在的异常点,基于处理后的数据进行可视化操作,得到生成零件的三维重构数模。定位工装及零件扫描模型如图 2 所示^[14]。

2 有限元法驱动的空间位移神经网络预测模型

2.1 DOE 试验设计方法

试验设计方法可以有效减少样本点的选取,选用拉丁超立方抽样(Latin hypercube sampling, LHS)设计不同的边界条件^[15]。拉丁超立方抽样是一种基于分层的采样方法,把原始样本空间分成 N 份,在每一份里再随机抽取一个样本,以保证该方法抽取的原始样本较为均匀,不会产生明显的聚集现象。强制抽取到每一份样本,保证了样本结果的全面性。

2.2 数字化仿真模型与数据库建立

建立有限元模型的第一步是依据实际定位工装结构参数构建几何模型。该模型首先在 CATIA 中进行设计建模,得到验证的定位工装结构;建模完成后将其导入 ABAQUS,生成定位工装结构的有限元数模,如图 3 所示。该定位结构通过钢板与定位工装架连接,下方借

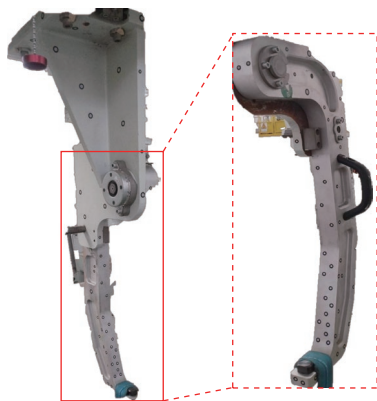


图 1 工装结构点云及标记点位置

Fig.1 Point cloud of tooling structure and location of marking points

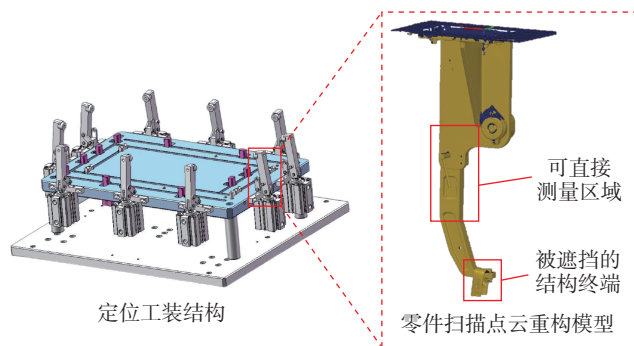


图 2 定位工装及零件扫描模型^[14]

Fig.2 Scanning model of positioning tooling and parts^[14]

助连接销实现连接与支撑,进而发挥保型功能。

根据实际定位工装和连接板的材料定义材料属性及截面。定位工装结构采用 6061T6 铝合金,连接板采用 Q235 钢,具体参数如表 1 所示。依据这些材料参数完成其属性定义。

最后,根据实际工装环境的要求,定义边界条件与载荷。由于定位结构与连接板通过销孔进行连接,需要设置定位工装结构和连接板的相互作用机制,将销孔连接处设置为绑定约束,将工装和连接板之间的接触面设置为表面-表面接触。

为了保证选取的有限元靶标点节点具有代表性和泛化性,能够全面覆盖工装结构的关键区域,且在不同工况下保持一致的适用性,本研究采用随机选取的方法,靶标点选取结果如图 4 所示。

2.3 正向结构神经网络的构建

拟采用多层感知机(Multilayer perceptron, MLP)构建定位工装结构的终端位移-靶标点位移映射矩阵。多层感知机^[16]是一种正向结构的人工神经网络,通过多层结构和非线性激活函数拟合复杂的非线性关系,适用于处理定位工装结构在复杂载荷作用下的变形预测问题。MLP 包含输入层、输出层及多个隐藏层,输入层接收数据,中间层计算数据,输出层输出结果。图 5 所示为感知机神经网络示意图,其构建过程如下。

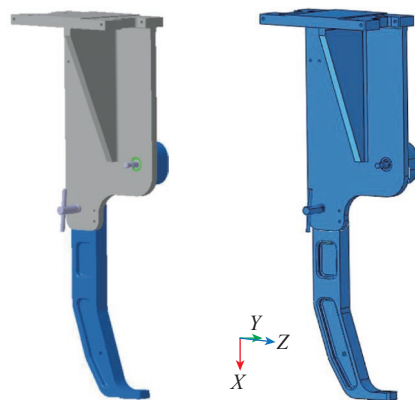


图 3 定位工装结构 CATIA 数模和有限元模型

Fig.3 CATIA digital model and finite element model of positioning tool structure

表 1 材料参数

Table 1 Material parameters

材料	密度 / (g/cm ³)	弹性模量 / GPa	泊松比	屈服强度 / MPa	抗拉强度 / MPa
6061T6 铝合金	2.8	70	0.33	270	310
Q235 钢	7.85	210	0.3	235	370~500

(1) 输入层神经元计算。

对于第一层神经元,输入变量有6个,分别对应6个边界条件约束对应的定位端面位移值和弯矩值的向量,可以表述为输入向量 X 。

$$X=(x_1, x_2, x_3, x_4, x_5, x_6) \quad (1)$$

式中, $x_1 \sim x_6$ 表示输入特征。隐藏层1中的每个神经元 m_j 的计算公式(带有激活函数 ReLU)为

$$m_j = \text{ReLU} \left[\sum_{i=1}^6 (w_{ij} \cdot x_i) + b_j \right], j=1, 2, \dots, 36 \quad (2)$$

式中, w_{ij} 是第 i 个输入特征到隐藏层1第 j 个神经元的权重; b_j 是隐藏层1第 j 个神经元的偏置。

(2) 隐藏层神经元计算。

本神经网络共含有两个隐藏层,分别包含36个和96个神经元。每层中的每个神经元采用激活函数 ReLU,隐藏层2中的神经元 n_h 与隐藏层1神经元的输出相连,即

$$n_h = \text{ReLU} \left[\sum_{j=1}^{36} (w_{jh} \cdot m_j) + b_h \right], h=1, 2, \dots, 96 \quad (3)$$

式中, w_{jh} 是隐藏层1第 j 个神经元到隐藏层2第 h 个神经元的权重; b_h 是隐藏层2第 h 个神经元的偏置。

(3) 输出层神经元计算。

输出层中共包含 $3k$ 个神经元,表示正向神经网络模型输出的 k 个靶标点的位移值,每个神经元用线性激

活函数,其输出 O_p 与隐藏层2的输出相连,即

$$O_p = \sum_{h=1}^{96} (w_{ph} \cdot n_h) + b_p, p=1, \dots, 3k \quad (4)$$

式中, w_{ph} 是隐藏层2第 h 个神经元到输出层第 p 个神经元的权重; b_p 是第 p 个神经元的偏置。

(4) 构建模型。

均方误差 (MSE) 作为损失函数,用于衡量预测值与实际值之间的均方误差。优化器选择 Adam,这是一种常用的随机梯度下降优化算法。

(5) 训练模型。

采用 fit 方法训练模型,将有限元数据集的80%作为训练数据传递给神经网络。指定训练的迭代次数为50次,每批次的样本数量为16个,将训练数据的20%用作验证集以检测模型性能。将有限元数据集其余20%作为测试数据计算模型的损失值,用以评估模型性能。

(6) 模型结果输出。

将一组随机边界条件对应的定位端面位移值输入神经网络,在训练过程中,计算模型寻找最小损失函数值,直到损伤函数值达到设定要求。模型计算完成后,输出结果包含定位端面位移、选取的模型节点编号以及对应节点在 x 向、 y 向和 z 向的位移值。

3 定位工装结构终端位移反演

根据前序工作获取的实际定位工装结构靶标点变形与空间位置,对靶标点的坐标进行了插值拟合,建立了实测模型与有限元分析模型的对应关系,从而可以将实测变形作为反演模型的输入,结合靶标点实测的空间三维位移矩阵与其对应的位移映射矩阵,利用矩阵计算进行终端空间三维位移的反演,建立位移反演的数学模型,针对不同条件下的定位工装结构进行反演计算,得到预测的终端位移参数,进而实现对工装结构终端位移预测。

实际贴合的靶标点位置与有限元模型的节点位置不同,拟采用差值拟合的方式将距离靶标点最近的4个节点的位移值拟合为靶标点的位移值。首先计算靶标点与所有节点之间的距离,然后将所有距离进行排序,找到距离最近的4个点的位置,最后使用加权平均值合并4个节点的位移值,合并后节点的位移值 u 可以表示为

$$u = w_1 \cdot u_1 + w_2 \cdot u_2 + w_3 \cdot u_3 + w_4 \cdot u_4 \quad (5)$$

式中, u_1, u_2, u_3, u_4 分别代表4个节点的位移值; w_1, w_2, w_3, w_4 代表权重系数,计算公式为

$$w_i = \frac{d_{5-i}}{d_1 + d_2 + d_3 + d_4} \quad (6)$$

式(6)中引入反向索引 d_{5-i} ,使得最近的节点 d_1 对应最大的权重 d_4 ,而最远的节点 d_4 对应最小的权重 d_1 ,

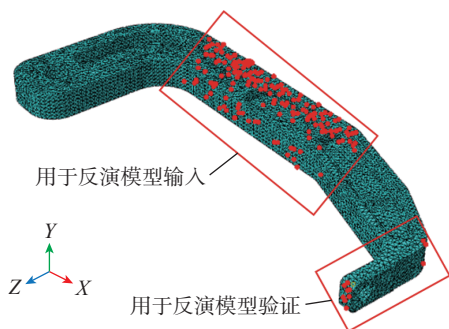


图4 定位结构随机靶标点选取结果

Fig.4 Selection results of random target points of the positioning structure

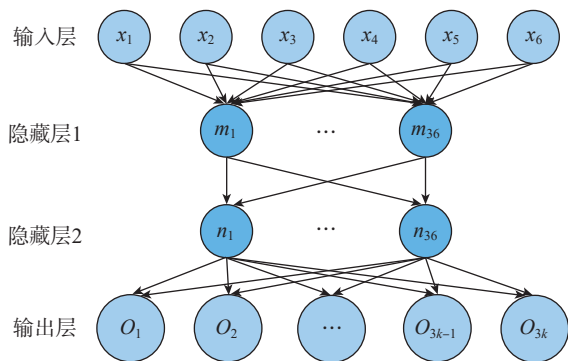


图5 多层感知机神经网络示意图

Fig.5 Schematic diagram of multi-layer perceptron neural network

从而保证距离越近的节点影响越大。

将式(5)得出的差值结果代入位移反演模型,位移反演模型采用迭代寻优的方法得到使损失函数值最小的终端位移反演值。

4 某典型定位工装结构变形预测应用验证

针对前述所提出的位移反演方法,选择定位工装中的两种典型结构,分别施加不同载荷进行实物方法和模型验证。首先采用前述激光扫描仪设备对实际典型工装结构件进行结构扫描,得到零件表面关键点坐标;然后对工装结构件进行加载,得到定位工装结构件可测表面靶标点和加载端靶标点加载前后位移值。其中,将可测表面靶标点的三维坐标与位移值作为输入进行位移反演,经过迭代算法不断更新计算,得到加载端位移预测值,将模型加载端位移预测值与实测加载端靶标点位移值进行对比验证。所选定的定位工装结构与试验组合如表2所示。

4.1 工装结构激光扫描融合测量试验

4.1.1 激光扫描融合测量试验

根据1.2节数据采集流程,采用KSCAN20激光扫描仪扫描工装结构,得到零件标记点三维位置坐标及扫描点云重构模型。在零件整体外形扫描结束后,对零部件进行加载,由于加载后零部件发生了变化,需再次扫描标记点位置信息。按上述步骤再次对零件进行标记点扫描,实现加载后标记点三维位置信息的提取。

4.1.2 扫描数据处理

第一次扫描得到了零部件加载前的标记点位置与三维结构模型。通过选取扫描重构得到的三维模型部分区域作为坐标系匹配基准,最小化选中区域内标记点三维坐标差值,实现两次标记点扫描结果的坐标系配准。随后,通过选定基准上的若干标记点,构造出基准平面和局部坐标系;再选择关键区域与关键标记点前后位置,实现标记点两次测量结果的匹配。部分标记点两次测量匹配结果及偏差计算结果如图6所示。最后将需要的标记点坐标及偏差信息导出,得到装配参考区域与加载区域加载前后位移数值。

表2 定位工装结构与试验组合

Table 2 Positioning tool structure and experimental combination

序号	工装结构	终端载荷大小/N
1	1号工装	700
2	1号工装	1050
3	2号工装	350
4	2号工装	700

4.1.3 扫描试验数据

针对表2中不同工装结构的工况组合,开展了激光扫描测量试验,获取定位工装结构内部及终端加载前后的空间坐标,得到点云数据,如图7所示。

4种工况下的激光扫描点云数据处理结果如表3所示。01工装在700N和1050N两种载荷下,X方向的位移偏差分别为0.23mm和0.31mm,Y方向的位移偏差分别为-0.04mm和-0.08mm,Z方向的位移偏差分别为-0.17mm和-0.29mm。随着载荷的增加,位移偏差在X方向和Z方向上均有所增大,而在Y方向上变化较小。02工装在350N和700N载荷下,X方向的位移偏差为0.18mm和0.49mm,Y方向的位移偏差为-0.42mm和-0.90mm,Z方向的位移偏差为-0.05mm和-0.17mm。与01工装相比,02工装在Y方向的偏差更大,尤其在700N载荷下,Y方向的偏差达到了-0.90mm。同时,两组工装在相同载荷下,02工装在X方向和Y方向的偏差明显大于01工装。可以看出,加载端关键点位移偏差与关键点的坐标信息及工装结构密切相关,坐标信息的偏差及工装整体结构的改变都会导致加载前后偏差值存在较大差异。

4.2 定位工装结构终端位移反演

4.2.1 定位结构数字化仿真

定位工装结构在实际装配过程中主要承受竖直方向载荷,其最大承重一般在100kg,为了保证有限元分析的载荷符合实际载荷范围,确定有限元分析中力载荷范围为[0-1500,0,0,0,0,0]N,同时设置边界条件组为1000组。

随后对定位工装结构进行设计建模,并将其导入ABAQUS中开展有限元仿真。为了能够直观对比有限元位移值和实测位移值的误差,将实测位移在测量坐标系的数据通过坐标转换为有限元坐标系下的数值,对比

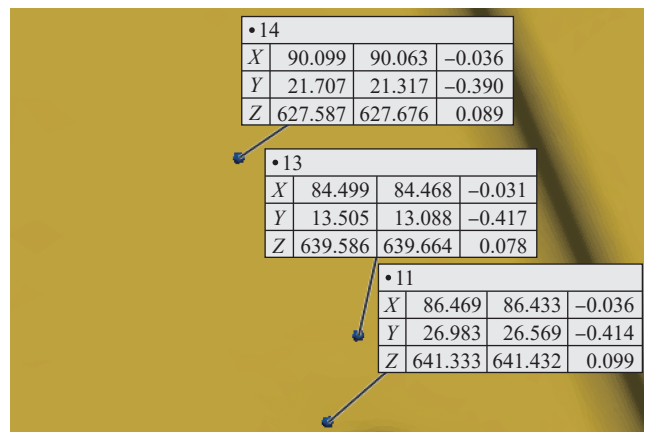


图6 扫描数据基准平面与坐标系构建

Fig.6 Construction of reference plane and coordinate system of scanning data

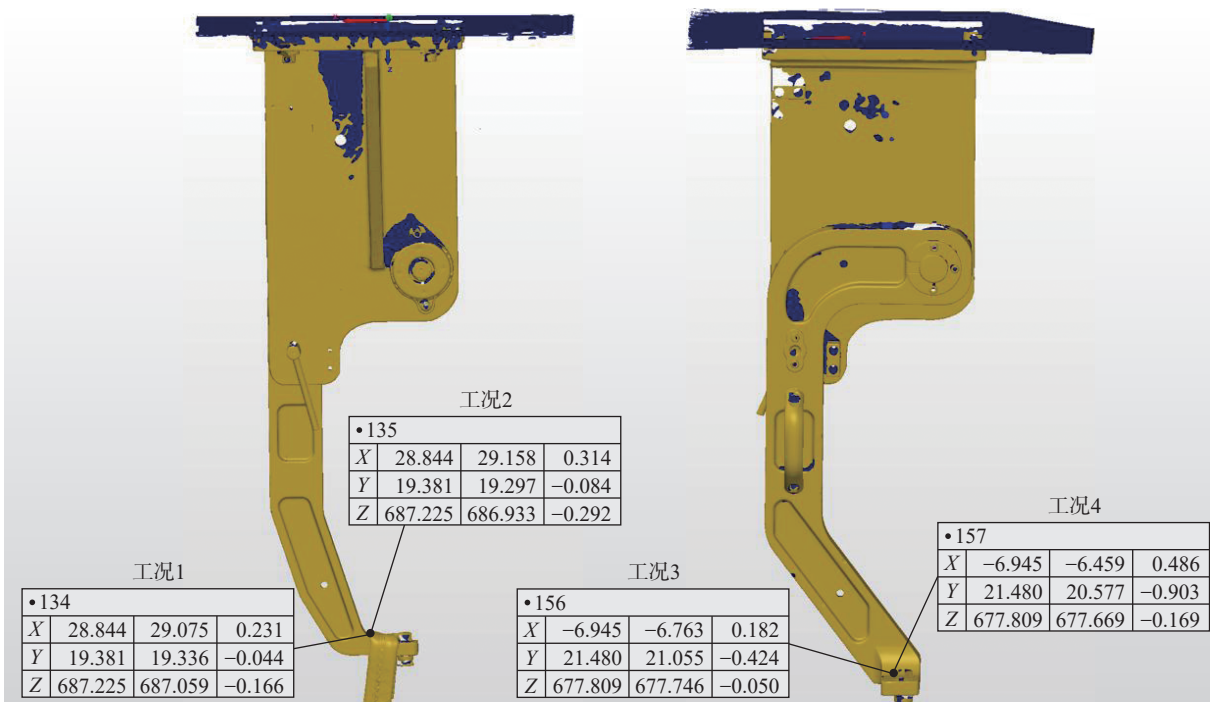


图7 激光扫描终端点云数据处理结果

Fig.7 Processing results of laser scanning endpoint cloud data

结果如表4所示。

通过对上述有限元位移值和实测位移值的对比结果分析可知,有限元预测结果和实测结果的终端位移值存在一定差异,平均误差为5.17%。考虑到实际工况中存在的因素,以及有限元模型构建过程中材料参数简化、边界条件理想化等假设条件,该有限元模型是准确、可靠的,从而验证了仿真模型与实测数据的一致性,表明该模型可以作为仿真数据集用于后续正向预测模型的训练。

4.2.2 定位工装结构终端位移反演

基于建立的定位工装结构仿真模型进行终端位移反演。首先对仿真模型进行批量化修改、提交与结果提取,得到工装结构仿真数据集,通过加载前后的两次点云扫描,重构出零件外形轮廓并记录每个靶标点空间三维坐标与变形位移,用于终端位移反演的数据输入;然后基于仿真数据集,设置神经网络模型参数,训练定位工装结构正向预测模型,实现给定任意终端位移准确预测结构内部节点位移;最后基于上述建立的工装结构正向位移映射模型,根据上述空间位置融合测量阶段生成的实测靶标点空间位置坐标与变形位移,结合位移反演模型,计算验证件端面的变形位移,完成定位工装结构终端位移反演过程。

针对表2中不同工装结构的4组工况,依据上述阶段实测靶标点空间位置坐标与变形位移,结合位移反演模型,分别计算零件端面的变形位移,完成定位工装结

表3 各工况下加载端空间坐标与实测位移值

Table 3 Spatial coordinates of loading end and measured displacement value under different working conditions mm

工况序号	工装编号	X	Y	Z	ΔX	ΔY	ΔZ
1	01	28.84	19.38	687.22	0.23	-0.04	-0.17
2	01	28.84	19.38	687.22	0.31	-0.08	-0.29
3	02	-6.94	21.48	677.81	0.18	-0.42	-0.05
4	02	-6.94	21.48	677.81	0.49	-0.90	-0.17

表4 各工况下加载端有限元仿真值与实测位移值

Table 4 Finite element simulation value and measured displacement value of loading end under different working conditions

工况序号	工装编号	有限元位移值/mm			实测位移值/mm			误差/%
		ΔX	ΔY	ΔZ	ΔX	ΔY	ΔZ	
1	01	0.20	-0.05	-0.22	0.23	-0.04	-0.17	4.41
2	01	0.30	-0.07	-0.33	0.31	-0.08	-0.29	5.21
3	02	0.20	-0.45	0.06	0.18	-0.42	0.05	5.69
4	02	0.40	-0.89	0.12	0.49	-0.90	0.17	5.36

构终端位移反演过程。将加载结束时结构终端3个端面的空间三维变形位移进行汇总,结果如表5所示。

4.2.3 结构终端位移反演结果

在上述研究内容的基础上,将定位工装结构终端位

移反演预测数据与激光扫描实测数据进行汇总,如表6所示。从定性分析的角度来看,模型预测结果趋势与试验观测结果总体保持一致,两者均显示出定位工装结构终端位移变形值随加载载荷的增加而增加,这一趋势在模型和试验中都得到了体现。在定量分析方面,采用预测位移值与实测位移值的空间误差来评估反演模型预测的准确性。结果显示,模型预测的最大误差为8.25%,考虑到有限元模型的误差及反演过程中靶标点插值的累积误差,认为反演预测模型具有较高的预测精度。

在对比分析中发现模型预测和试验结果之间存在一些差异。这些差异可能由多种因素造成,包括扫描测量试验中未控制变量,以及激光扫描仪设备本身的测量精度与稳定性。此外,测量误差和数据采集的不确定性也可能对试验结果产生影响。综合对比分析结果,所提出的工装结构位移反演方法与位移反演模型在预测终端位移具有良好的性能,在工装结构关键区域被遮挡时,反演方法可通过局部靶标点位移间接预测终端变形,解决了传统视觉测量无法直接获取遮挡区域变形的问题,实现了部分遮挡情况下的工装结构关键区域变形的精准预测。

5 结论

本文提出了基于激光融合测量的定位结构终端变形

表5 各工况下加载端空间坐标与预测位移值

Table 5 Spatial coordinates and predicted displacement values of loading end under different working conditions mm

工况序号	工装编号	X	Y	Z	ΔX	ΔY	ΔZ
1	01	28.84	19.38	687.22	0.23	-0.05	-0.20
2	01	28.84	19.38	687.22	0.34	-0.08	-0.31
3	02	-6.94	21.48	677.81	0.20	-0.45	0.04
4	02	-6.94	21.48	677.81	0.46	-0.86	0.20

表6 各工况下加载端实测位移值与预测位移值对比

Table 6 Comparison of measured displacement value and predicted displacement value at the loading end under different working conditions

工况序号	工装编号	实测值/mm			预测值/mm			误差/%
		ΔX	ΔY	ΔZ	ΔX	ΔY	ΔZ	
1	01	0.23	-0.04	-0.17	0.23	-0.05	-0.20	6.58
2	01	0.31	-0.08	-0.29	0.34	-0.08	-0.31	6.84
3	02	0.18	-0.42	0.05	0.20	-0.45	0.04	7.62
4	02	0.49	-0.90	0.17	0.46	-0.86	0.20	8.25

反演方法,并基于某典型定位工装结构进行位移反演,验证其有效性。通过分析,得出以下结论。

(1)通过对不同工况下工装结构的激光扫描测量试验,研究了加载前后的空间坐标和实测位移值。分析表明,加载端关键点位偏差大小与关键点的坐标信息及工装结构具有强耦合关系,坐标信息的偏差及工装整体结构的改变都会导致加载前后偏差值存在较大差异。

(2)对比分析定位工装结构加载后的有限元位移值与实测位移值,有限元预测结果和实测结果的终端位移值平均误差为5.17%,考虑到实际工况中的不确定因素,证明有限元模型准确、可靠。

(3)通过工装结构激光扫描融合测量试验分析,得到终端反演预测值与实测值的误差均在10%以内,实现了对工装结构终端位移的准确预测,解决了传统视觉测量无法直接获取遮挡区域变形的问题,验证了所提出的定位结构变形反演方法的有效性。

参考文献

- [1] 张卫红, 罗小桃, 王振培, 等. 飞机装配工装结构分析与优化技术[J]. 航空制造技术, 2009, 52(23/24): 40-43.
ZHANG Weihong, LUO Xiaotao, WANG Zhenpei, et al. Structural analysis and optimization technique of aircraft assembly fixture[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2009, 52(23/24): 40-43.
- [2] 刘洪. 飞机工装设计制造技术探讨[J]. 航空制造技术, 2006, 49(12): 69-71.
LIU Hong. Discussion on design and manufacturing technology of aircraft tooling[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2006, 49(12): 69-71.
- [3] 郭恩明. 我国航空制造技术的现状及发展趋势[J]. 航空制造技术, 2002, 45(1): 27-29, 58.
GUO Enming. Present status and development trends of aeronautical manufacturing technology in China[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2002, 45(1): 27-29, 58.
- [4] DERKEVORKIAN A, MASRI S F, ALVARENGA J, et al. Strain-based deformation shape-estimation algorithm for control and monitoring applications[J]. AIAA Journal, 2013, 51(9): 2231-2240.
- [5] BOGERT P, HAUGSE E, GEHRKI R. Structural shape identification from experimental strains using a modal transformation technique[C]//44th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Reston: AIAA, 2003: 1626.
- [6] 陈士明. 基于应变的组合结构变形测量与重构方法研究[D]. 西安: 西安电子科技大学, 2018.
CHEN Shiming. Research on deformation measurement and reconstruction method for composite structures based on strains[D]. Xi'an: Xidian University, 2018.
- [7] ESPOSITO M. A novel shape sensing approach based on the coupling of Modal Virtual Sensor Expansion and iFEM: Numerical and experimental assessment on composite stiffened structures[J]. Computers & Structures, 2024, 305: 107520.

(下转第98页)

[5] ZHANG X S, CHEN Y J, HU J L. Recent advances in the development of aerospace materials[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2018, 97: 22–34.

[6] 罗刚堂, 李敏, 顾轶卓, 等. 共胶接T型加筋壁板模具设计及成型工艺研究[J]. 玻璃钢/复合材料, 2012(5): 58–64.

LUO Gangtang, LI Min, GU Yizhuo, et al. Study on design of mould assembly and molding processing for co-bonding T-stiffened skin structure[J]. Fiber Reinforced Plastics/Composites, 2012(5): 58–64.

[7] 王喆, 成李南, 柴亚南, 等. 复合材料加筋壁板长桁凸缘变厚度设计对长桁-蒙皮界面承载能力的影响[J]. 科学技术与工程, 2020, 20(7): 2913–2919.

WANG Zhe, CHENG Linan, CHAI Yanan, et al. Influence of variable thickness design for stringer flange on the stringer-skin interface bearing capacity of stiffened composite panels[J]. Science Technology and Engineering, 2020, 20(7): 2913–2919.

[8] 卜泳, 肖庆东, 黄春, 等. 飞机水平安定面整体复合材料结构装配关键技术研究[J]. 航空制造技术, 2015, 58(21): 93–95, 99.

BU Yong, XIAO Qingdong, HUANG Chun, et al. Research on horizontal stabilizer integrated composites structure assembly key technology[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2015, 58(21): 93–95, 99.

[9] SCHMID FUERTES T A, KRUSE T, KÖRWIEN T, et al. Bonding of CFRP primary aerospace structures—discussion of the certification boundary conditions and related technology fields addressing the needs for development[J]. Composite Interfaces, 2015, 22(8): 795–808.

[10] 吴志恩. A350的复合材料构件制造[J]. 航空制造技术, 2013, 56(13): 32–35.

WU Zhien. Manufacture of A350 composites structure[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013, 56(13): 32–35.

[11] 马瑛剑. 低成本通用飞机复合材料设计制造一体化技术[J]. 航空制造技术, 2011, 54(20): 51–54.

MA Yingjian. Composites design and manufacturing integration technology on low-cost general aircraft[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2011, 54(20): 51–54.

[12] 鄢和庚, 张斌, 万建平, 等. 复合材料“J”型加筋壁板成型工艺研究[J]. 教练机, 2018(1): 15–18.

YAN Hegeng, ZHANG Bin, WAN Jianping, et al. Study on the forming process of composite J-shaped stiffened panel[J]. Trainer, 2018(1): 15–18.

[13] 姜丽萍. C919的制造技术热点及最新研制进展[J]. 航空制造技术, 2013, 56(22): 26–31.

JIANG Liping. Hot topic and the latest advances in manufacturing technology of C919[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013, 56(22): 26–31.

[14] 刘宝志, 张乐军, 杨志波, 等. 大型复合材料筒体成型模具设计[J]. 航天制造技术, 2023(1): 30–34.

LIU Baozhi, ZHANG Lejun, YANG Zhibo, et al. Forming mold design of a large-scale composite cylinder[J]. Aerospace Manufacturing Technology, 2023(1): 30–34.

[15] 南无疆, 王礼先, 成子兴, 等. 复合材料薄壁件成型模具设计[J]. 模具工业, 2022, 48(9): 62–66.

NAN Wujiang, WANG Lixian, CHENG Zixing, et al. Structural design of forming mould for thin-walled part with composite materials[J]. Die & Mould Industry, 2022, 48(9): 62–66.

[16] 冯古雨, 曹海建, 钱坤. 纤维类别对三维浅交弯联复合材料

弯曲性能影响的数值模拟[J]. 功能材料, 2016, 47(11): 11056–11060.

FENG Guyu, CAO Haijian, QIAN Kun. Simulation of influence of fiber variety to bending properties of 3D curved shallow-crossing linking woven composites[J]. Journal of Functional Materials, 2016, 47(11): 11056–11060.

通信作者: 冯跃战, 副教授, 博士, 研究方向为聚合物功能复合材料。刘春太, 教授, 博士, 研究方向为聚合物加工数值模拟。

(责编 阳光)

(上接第 88 页)

[8] SPENCER B F, HOSKERE V, NARAZAKI Y. Advances in computer vision-based civil infrastructure inspection and monitoring[J]. Engineering, 2019, 5(2): 199–222.

[9] 朱前坤, 崔德鹏, 杜永峰. 基于网络摄像机的桥梁挠度非接触识别[J]. 工程力学, 2022, 39(6): 146–155.

ZHU Qiankun, CUI Depeng, DU Yongfeng. Non-contact identification of bridge deflection based on network camera[J]. Engineering Mechanics, 2022, 39(6): 146–155.

[10] CHU T C, RANSON W F, SUTTON M A. Applications of digital-image-correlation techniques to experimental mechanics[J]. Experimental Mechanics, 1985, 25(3): 232–244.

[11] KHUC T, CATBAS F N. Completely contactless structural health monitoring of real-life structures using cameras and computer vision[J]. Structural Control and Health Monitoring, 2017, 24(1): e1852.

[12] 杜文康, 雷冬, 白鹏翔, 等. 基于TM-DIC方法的桥梁动态响应测量[J]. 计算机仿真, 2024, 41(8): 175–181.

DU Wenkang, LEI Dong, BAI Pengxiang, et al. Dynamic response measurement of bridge based on TM-DIC method[J]. Computer Simulation, 2024, 41(8): 175–181.

[13] 张亚, 山锋, 王涛. 三维激光扫描技术点云数据采集与配准研究[J]. 地理空间信息, 2021, 19(3): 24–27, 6.

ZHANG Ya, SHAN Feng, WANG Tao. Research on point cloud data acquisition and rectification of 3D laser scanning technology[J]. Geospatial Information, 2021, 19(3): 24–27, 6.

[14] 懒石网. 工装定位治具[EB/OL]. (2021–08–16) [2025–01–20]. <https://www.lazystones.com/project/227650>.

Lazystones. Workholding fixture for tooling[EB/OL]. (2021–08–16) [2025–01–20]. <https://www.lazystones.com/project/227650>.

[15] SHIELDS M D, ZHANG J X. The generalization of Latin hypercube sampling[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2016, 148: 96–108.

[16] MOHD AMIRUDDIN A A A, ZABIRI H, ALI AMMAR TAQVI S, et al. Neural network applications in fault diagnosis and detection: An overview of implementations in engineering-related systems[J]. Neural Computing and Applications, 2020, 32(2): 447–472.

通信作者: 梁彪, 教授, 博士生导师, 研究方向为飞机大型结构精准装配、功能复合材料结构设计与制造。

(责编 阳光)