

DOI:10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2025.01.046

可重构飞机装配工装结构变形监测系统开发

李成渝,王翰诚,朱禹辉,李源,许芷霖,胡俊山

(南京航空航天大学 机电学院,江苏 南京 210016)

摘 要:针对飞机装配工装结构在服役过程中会在多因素影响下产生变形,导致装配产品变形的问题,以盒式可重构飞机装配工装为研究对象,以工装定位臂和卡板结构的变形监测为目标,提出一种基于光纤光栅接触式应变测量的变形感知方法,搭建监测系统。现场测试结果表明:该系统能准确、实时地构建定位臂和卡板结构的几何模型,验证了变形感知方法的可行性。

关键词:飞机装配;工装结构;变形监测;光纤光栅;形状传感

中图分类号:TP391 **文献标志码:**A **文章编号:**1671-5276(2025)01-0227-05

Development of Monitoring System of Reconfigurable Tooling for Aircraft Assembly

LI Chengyu, WANG Hancheng, ZHU Yuhui, LI Yuan, XU Zhilin, HU Junshan

(College of Mechanical and Electrical Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Regarding the assembly product deformation caused by the deformation of the aircraft assembly tooling structure under the influence of environmental multi-source factors during the service process, taking the box-type reconfigurable aircraft assembly tooling as the research object, and the deformation monitoring of the tooling positioning arm and the card plate structure as the aim, proposes a deformation perception method based on fiber grating contact strain measurement, and constructs a monitoring system. Field tests show that the system can accurately construct the geometric model of the positioning arm and the card plate structure in real time, which verifies the feasibility of the deformation perception method.

Keywords: aircraft assembly; tooling structure; deformation monitoring; fiber grating; shape sensing

0 引言

在航空产品的制造过程中,因零部件数量多、类型复杂的特点,装配成为关键环节。工装定位结构在服役过程中会受到外加载荷的影响而产生形变使得定位误差缓慢积累,导致装配产品发生变形^[1]。鉴于以上问题,需要对装配工装定位误差进行检测和调整。传统的方式为对工装开展定期的检测,这种定检的方式虽然能保证工装的装配精度在整个服役过程中总体满足要求,但对于每一次装配过程,工装定位误差处于不可感知的状态,产品装配质量无法得到保证,定检存在检修不足或过度检修的问题^[2]。为此诸多学者开展了工装状态的在线监测研究。MARTIN 等^[3]提出一种测量辅助工装应用技术框架,即采用多种测量设备分别实现大尺寸整体测量和局部测量,测量结果通过采集、计算、分析,实时或准实时地反馈给工人、专家,从而实现对工装服役状态的实时监测,但最终仅停留在框架层面;BROWN 等^[4]基于

V-STARs 系统对波音 777 襟翼装配型架的关键特征变形进行照相测量,测量速度虽能达到在线监测的要求,但因视线遮挡问题受限环境现场的限制;刘坤^[5]使用双目相机对工装定位器关键几何特征进行摄影测量,亦存在视线干涉问题;HELGOSSON 等^[6]对工装定位点位置漂移规律开展实验研究,但实验条件仅局限于工装处于装配任务的空载条件下;秦兆君等^[7]使用激光位移传感器对可重构柔性工装的盒式连接结构进行位移监测,在监测位置安装一个固定有两个垂直方向位移传感器的 L 形楔形块,实现两个方向的偏移测量,但与照相测量一样存在视线遮挡问题。以上研究均未提出一种在有视觉遮挡的环境下,通过接触式测量对工装定位结构变形和定位点位移进行监测的方法。

自 20 世纪 80 年代以来,随着光纤传感技术的兴起,诸多学者投入到将光纤传感器应变数据应用于结构变形测量的研究中,其中一种典型的方法是将应变转化为曲率,通过微分几何原理重

基金项目:国家重点研发计划项目(2019YFB1707403);省级大学生创新创业训练支持项目(202210287139Y)

第一作者简介:李成渝(1998—),男,四川成都人,博士研究生,研究方向为飞行器智能装配工艺与装备,994879749@qq.com。

建结构的几何形态。MILLER 等^[8]基于密切圆近似假设实现了平面曲线的重建;MOORE 等^[9-10]针对空间曲线重建问题,利用多芯光纤光栅,基于经典微分几何的弗莱纳公式(frenet-serret formulas)求解出切向量函数,再进行一次积分获得位矢函数,实现了对光纤空间变形曲线的重构;KHAN 等^[11]将弗莱纳方程离散化,通过线性近似求解出曲线位矢。

本文将光纤光栅形状传感技术运用于可重构飞机装配工装的定位结构变形监测,将光纤应变数据转化为曲率信息,计算工装定位臂和卡板结构在弯曲状态下的挠曲线;搭建了软件系统,通过三维模型实现了工装结构变形的可视化。

1 基于光纤光栅应变数据的工装结构变形计算方法

以图 1 所示的盒式可重构工装作为研究平台,在工装的定位臂和卡板结构上布设等间隔测点的光纤光栅传感器。

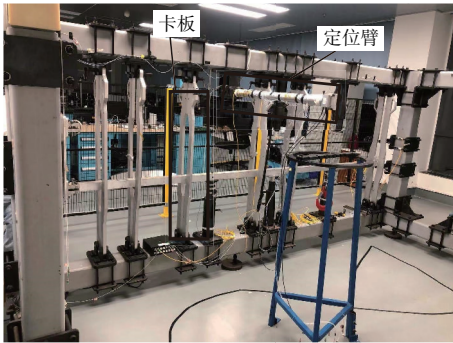


图 1 可重构工装研究平台

光纤光栅传感器以光纤作为光传导介质,分布有由光纤特殊处理成的能反射光波的光栅测点,反射波长与光栅长度有关。当温度变化或受轴向拉压时,光栅测点长度改变,引起反射波长改变。通过对反射波长的解调,能获取光栅测点的应变和环境温度。一般情况下,应变 ε 和温度变化量 ΔT 与反射波长变化量 $\Delta \lambda$ 遵循如下的线性耦合关系:

$$\frac{\Delta \lambda}{\lambda} = k_1 \varepsilon + k_2 \Delta T \quad (1)$$

式中: λ 是当 ε 和 ΔT 为 0 时,光栅反射的中心波长; k_1 和 k_2 是恒定的系数。当监测时间较短,环境温度变化量不显著时,则近似有

$$\varepsilon = \frac{\Delta \lambda}{k_1 \lambda} \quad (2)$$

对于定位臂结构,将两束光纤光栅传感器沿周向呈 90° 安装在定位臂的表面,两束传感器的光栅测点沿轴向成对地,能分别感知定位臂在两个正交方向上的弯曲应变。当定位臂按照图 2 所示方向发生平面弯曲时:定位臂外侧和内侧分别发生拉伸和压缩变形,且变形量相等,中间是不发生变形的中性层。位于外侧的光栅测点能感知到正应变,而位于中间层的测点应变感知量为 0。假设定位臂原长为 L ,弯曲内外侧长度变化量为 ΔL ,直径为 d ,弯曲转角为 θ ,中性层曲率半径为 r 。

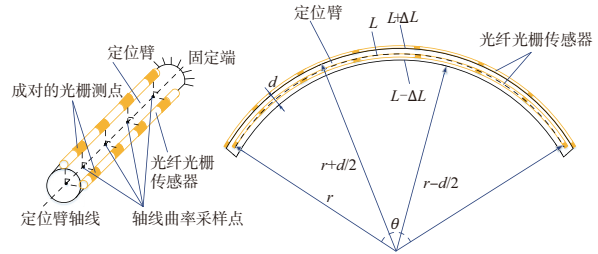


图 2 定位臂弯曲模型

外侧变形后的长度为

$$L + \Delta L = \left(r + \frac{d}{2} \right) \theta \quad (3)$$

布设于外侧光栅的应变感知量为

$$\varepsilon = \frac{\Delta L}{L} \quad (4)$$

定位臂中心曲线长度

$$L = r\theta \quad (5)$$

曲线曲率为

$$K = \frac{1}{r} \quad (6)$$

联立式(3)一式(6)得外侧传感器应变与曲率关系:

$$K = \frac{2\varepsilon}{d} \quad (7)$$

当定位臂在任意方向上弯曲时,定位臂中心的挠曲线曲率可按两束传感器的周向布设方位在法平面内正交分解为曲率分量 K_x 和 K_y :

$$\begin{cases} K_x = \frac{2\varepsilon_x}{d} \\ K_y = \frac{2\varepsilon_y}{d} \end{cases} \quad (8)$$

式中 ε_x 和 ε_y 分别是同一轴线位置两个光栅测点感知到的应变分量。

在挠曲线上若干曲率测量点间进行等间隔线

性插值,然后将挠曲线按照插值后的曲率信息点近似细分为若干段曲率圆弧,建立坐标系重建出各点的坐标。对于曲线上相邻的两点 O_i 和 O_{i+1} ,以切线为 z 轴,两个正交曲率方向向量分别为 x 轴和 y 轴,在两点分别建立坐标系 $\{X_{Pi}, Y_{Pi}, Z_{Pi}\}$ 和 $\{X_{Pi+1}, Y_{Pi+1}, Z_{Pi+1}\}$,如图 3 所示。

根据图 3 所示的曲率圆弧的几何关系可计算出 $\{X_{Pi+1}, Y_{Pi+1}, Z_{Pi+1}\}$ 到 $\{X_{Pi}, Y_{Pi}, Z_{Pi}\}$ 的齐次转换矩阵为

$${}^{i+1}_i T = \begin{bmatrix} \cos^2 \alpha_i \cos \theta_i + \sin^2 \alpha_i & \cos \alpha_i \sin \alpha_i (\cos \theta_i - 1) & \cos \alpha_i \sin \theta_i & R_i \cos \alpha_i (1 - \cos \theta_i) \\ \cos \alpha_i \sin \alpha_i (\cos \theta_i - 1) & \sin^2 \alpha_i \cos \theta_i + \cos^2 \alpha_i & \sin \alpha_i \sin \theta_i & R_i \sin \alpha_i (1 - \cos \theta_i) \\ -\sin \theta_i \cos \alpha_i & -\sin \theta_i \sin \alpha_i & \cos \theta_i & R_i \sin \theta_i \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (9)$$

式中 θ_i 、 α_i 和 R_i 可分别为点 O_i 的正交曲率分量。求得:

$$\begin{cases} \alpha_i = \arctan \frac{K_{iy}}{K_{ix}} \\ \theta_i = L_i \sqrt{K_{ix}^2 + K_{iy}^2} \\ R_i = \frac{1}{\sqrt{K_{ix}^2 + K_{iy}^2}} \end{cases} \quad (10)$$

在各点按照相同方法建立坐标系,计算出相邻点间的坐标系转换矩阵;以定位臂固定端点的坐标系作为全局坐标系,计算出其余各点的全局坐标,从而完成定位臂挠曲线的重建。

对于卡板结构,考虑到它沿厚度方向的弯曲刚度远小于沿宽度方向的弯曲刚度,故仅在卡板上布设一条光纤监测它沿厚度方向的变形,如图 1

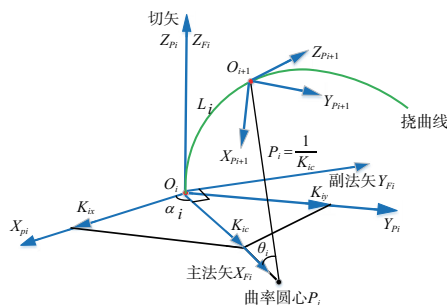


图 3 挠曲线坐标系建立示意图

所示。计算出卡板沿板长方向的挠度分布,计算方法与定位臂相同。

2 工装结构变形监测系统的搭建和测试

以可重构工装定位臂和卡板结构的变形监测方法为基础,使用 Qt Creator 平台开发工装结构变形在线监测软件,实现了工装结构变形的可视化。系统集成数据采集滤波、建模计算和信息可视化 3 个部分,首先通过 Udp 通信的 Socket 类与光纤解调仪进行网口通信,采集各测点的波长数据,将波长数据转化为应变信息,再进行建模计算求解出定位臂和卡板挠曲线的点位坐标,最后通过 OpenGL 图形 API 动态渲染工装的三维模型,并将位移信息以云图形式绘制在定位臂和卡板模型上,如图 4 所示。

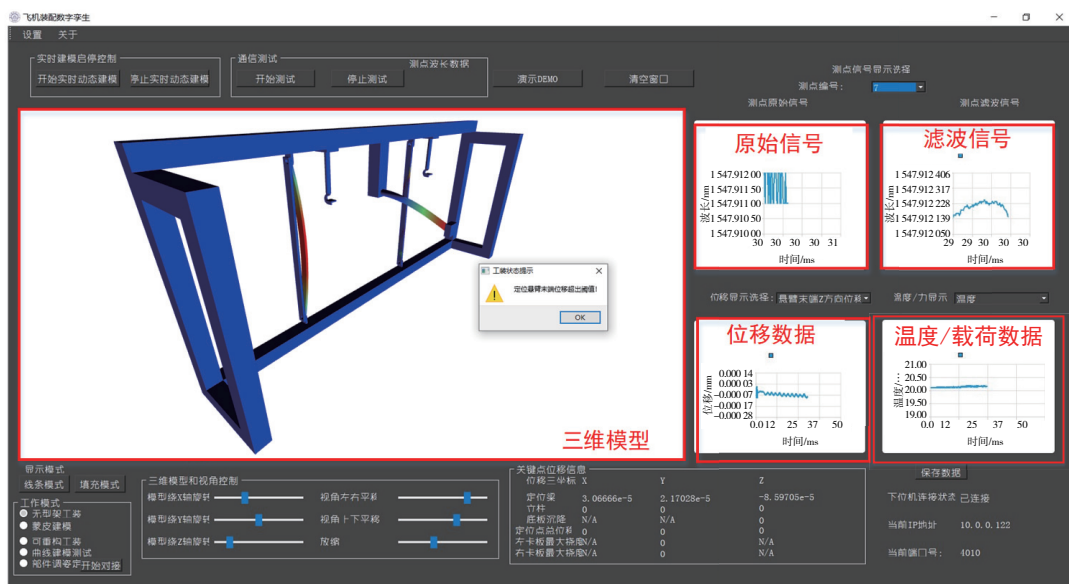


图 4 工装结构变形监测系统主界面

如图5所示,在工装定位臂末端施加沿多个方向的拉力并对卡板结构沿厚度方向施加法向载

荷,系统对定位臂和卡板结构的变形重建效果如图6所示。

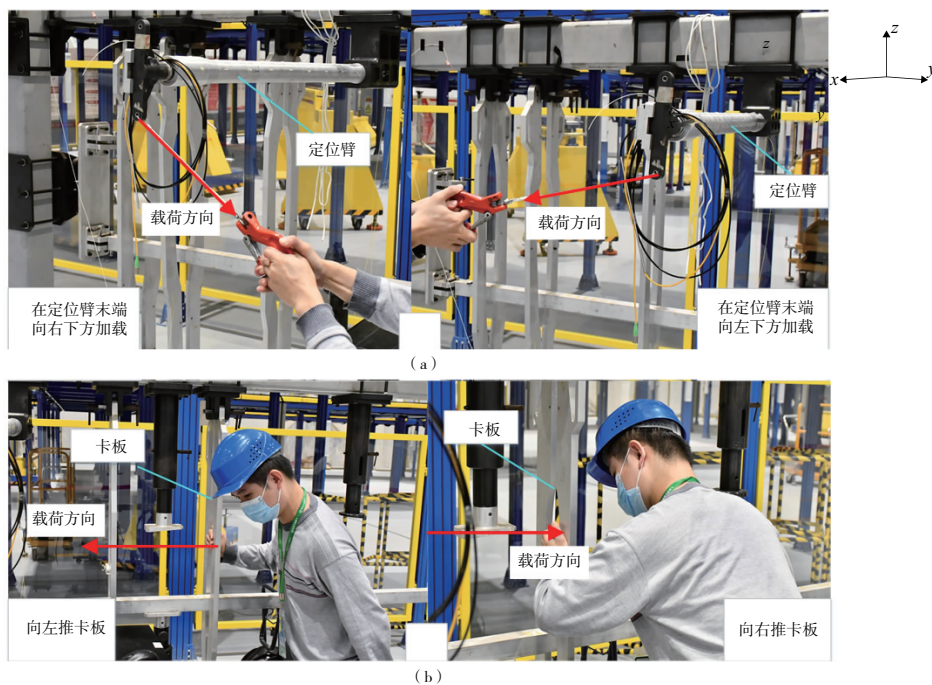


图5 工装加载现场

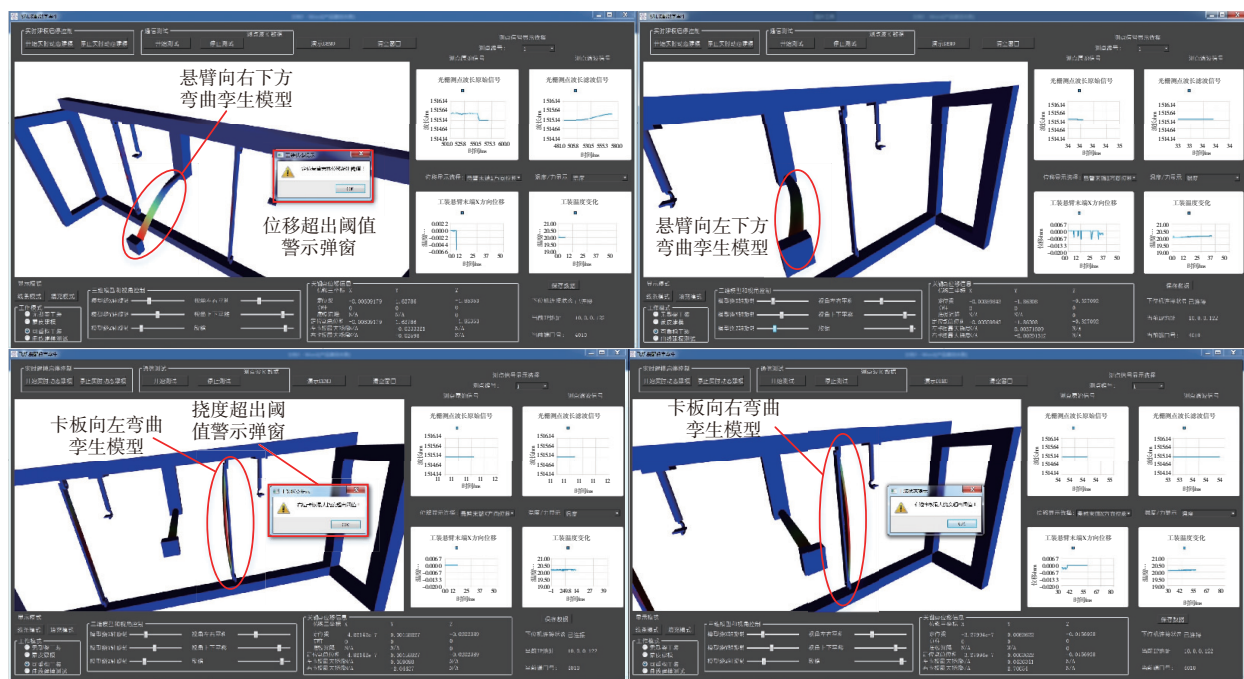


图6 工装结构变形重建效果

如图6所示,系统构建的三维模型准确反映了工装定位臂和卡板结构的弯曲变形,界面右侧的曲线图直观地呈现了加载前后位移和挠度的变化情况,当定位臂挠曲线末端的位移和卡板的最大弯曲挠度超出阈值时,系统将弹窗提示,为工

服役状态做出预警。以上结果定性验证了系统能准确、实时监测工装定位臂和卡板结构的变形。

为了进一步检验系统对工装结构变形的位移重建误差,在定位臂结构末端安装靶标点,使用激光跟踪仪采集靶标点在定位臂末端处于空载和图5

所示两种加载状态下的坐标数据,计算两种加载状态下末端相对空载时的三坐标位移,与系统根据光纤传感数据运用曲线重建算法获得的末端位移进行比较,如图7所示,坐标方向定义如图5

所示。

由图7可知,定位臂在两种变形状态下的末端位移测量值与系统的重建结果非常吻合,验证了系统位移数据计算的准确性。

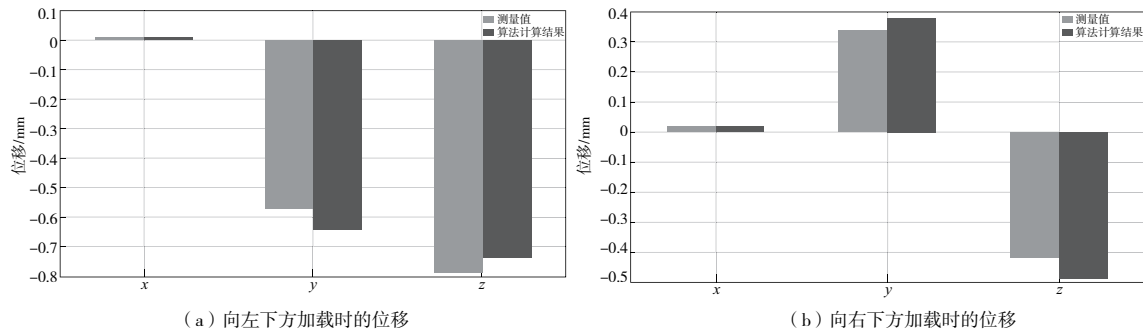


图7 定位臂末端位移的测量值和系统算法计算结果比较

3 结语

本文针对飞机装配工装结构变形监测的实际需求,以可重构工装的定位臂和卡板结构作为研究对象,提出了一种基于光纤光栅接触式应变测量的变形感知方案,将应变转化为曲率数据,实现了定位臂和卡板挠曲线的重建。以挠曲线重建方法为基础,使用Qt集成开发环境编写了工装结构变形监测系统,构建了定位臂和卡板的动态几何模型,提供了一个具有良好可视化功能的人机交互界面,对于飞机装配工装服役状态的监测研究具有一定的学术和工程应用价值。

由于装配质量和效率的提升是飞机装配工装监测的最终目标,未来可建立装配质量评价指标,研究产品装配几何精度和力学性能与工装状态的关联建模方法,基于工装服役状态实现对装配变形和应力应变的预测。

参考文献:

- [1] 杨亚文,李永策.温度对飞机装配型架稳定性的影响及消除方法[J]. 沈阳航空工业学院学报,2000,17(1):4-7.
- [2] 张宏博,郑联语,王艺玮.基于模块服役状态的盒式连接可重构型架稳定性评估方法[J]. 航空学报,2021,42(9):522-541.
- [3] MARTIN O C, MUELANER J E, TOMLINSON D, et al. The metrology enhanced tooling for aerospace (META) framework [M]//Proceedings of the 36th International MATADOR Conference. London: Springer London, 2010: 363-366.

- [4] BROWN J, DOLD J. V-STARS-A system for digital industrial photogrammetry [C]//Optical 3D Measurement Technologies Congress, Vienna:[s.n.], 1996.
- [5] 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.
- [6] HELGOSSON P, OSSBAHR G, TOMLINSON D. Modular and configurable steel structure for assembly fixtures[C]//SAE Technical Paper Series. Warrendale, United States: SAE International, 2010.
- [7] 秦兆君,郑联语,张宏博,等.可重构柔性型架的智能装调与监测系统开发及应用[J]. 航空制造技术, 2018,61(17):72-79.
- [8] MILLER G A, ASKINS C G, FRIEBELE E J. Shape sensing using distributed fiber optic strain measurements[C]//Second European Workshop on Optical Fibre Sensors, [S.I.:s.n.], 2004.
- [9] MOORE J P, ROGGE M D. Shape sensing using multi-core fiber optic cable and parametric curve solutions[J]. Optics Express, 2012, 20(3):2967-2973.
- [10] MOORE J P. Shape sensing using multi-core fiber[C]//Optical Fiber Communication Conference. Los Angeles, California. Washington, D.C.:OSA, 2015.
- [11] KHAN F, DENASI A, BARRERA D, et al. Multi-core optical fibers with Bragg gratings as shape sensor for flexible medical instruments[J]. IEEE Sensors Journal, 2019, 19(14):5878-5884.

收稿日期:2023-04-20