

模拟高性能飞行器翼面结构形态的非视觉检测*

易金聪^{1,2}, 朱晓锦¹, 张合生¹, 丁平安¹, 李 丽¹

(1. 上海大学机电工程与自动化学院 上海, 200072) (2. 福建农林大学计算机与信息学院 福州, 350002)

摘要 针对高性能飞行器实验模型结构的翼面形态感知与重构技术要求, 提出一种基于光纤光栅传感器阵列的翼面结构形态实时检测与可视化重构方法。首先, 在分析光纤光栅结构曲率检测技术的基础上, 进行基于分布式曲率感知信息的翼面结构形态实时重构算法研究; 其次, 针对实验模型结构振动响应特性与有限元分析结果, 研究分布式光纤光栅传感器阵列优化布置方案; 最后, 构建飞行器模型结构实验平台与开发可视化软件环境, 进行翼面结构静态形变与振动形态实时感知与重构实验分析与验证。结果表明, 实验模型翼面结构形态实时感知与重构效果良好, 较精确地反映了结构静态形变与振动形态的变化, 验证了所提非视觉结构形态检测方法与技术的可行性与有效性。

关键词 高性能飞行器; 翼面结构; 非视觉检测; 光纤布拉格光栅传感阵列; 结构形态感知与重构

中图分类号 TP391; TB381; V414

引 言

当前世界航空发达国家正积极发展如临近空间飞行器等一类高性能飞行器, 由于此类飞行器大多采用轻质合金与复合材料, 在临近空间环境飞行时极易受到气动力、惯性力扰动等作用产生振动响应和严重变形, 甚至损坏^[1-4], 因此针对临近空间飞行器关键构件如翼面结构的形状姿态、振动状况等进行结构的形变检测与形态实时监测, 对于飞行器的飞行稳定性与结构健康安全十分重要。

传统的结构振动形态检测采用机器视觉、激光扫描等非接触式视觉检测技术方法^[5-7], 但由于测量仪器的结构化与检测原理的分离性, 这些技术对于高速运动飞行器的结构形态测量不具备适用性。近年来, 智能结构状态监测与健康评估研究方面获得了重点关注, 尤其在非视觉结构形态测量方面获得了广泛研究^[8-13]。文献[8]利用光纤光栅在机翼地面载荷试验中进行了全尺度的机翼弯曲和扭曲形态实时测量。文献[9]利用 10 个光纤布拉格光栅 (fiber Bragg grating, 简称 FBG) 构成的传感器阵列对一座 1.5 MW 的风力发电机塔架变形进行测量, 并

结合 DST 算法实现塔架结构模态的动态监测。文献[10]利用 FBG 测量简易梁结构曲率数据, 并针对结构形态实时重构进行了实验分析和研究。文献[11]将 16 个 FBG 传感器植入到悬臂板中, 利用 DST 算法结合激光位移传感器实现了二维悬臂板的振动形态测量。文献[12]利用光纤光栅实现形状记忆合金细长柔杆智能结构的形状、位置动态检测。文献[13]利用绕成环形的光纤曲率传感器构建准分布式测量系统实现了简支梁的形状重建。上述研究一方面利用光纤光栅传感器进行结构形变检测, 另一方面在重构方法上, 采用基于曲率信息实现结构形态变化的重构, 不需要获得大量结构载体位置信息等基于固定空间点坐标进行形态重构^[14-15]。可见, 进行相关研究方法研究对于远场结构尤其是高性能飞行器关键结构形态实时检测具有重要意义。美国 NASA 德莱登飞行研究中心针对光纤光栅机翼形态感知传感 (fiber optic wing shape sensing, 简称 FOWSS) 技术进行了深入研究, 并提出将其用于美国空军新型大展弦比机翼无人验证机 X-56A 的测试, 以获得实时感知机翼形状和负载信息^[16]。

笔者以模拟美国 X-43A 型临近空间飞行器^[3] 框架结构构建实验模型, 针对其翼面结构的形态变

* 国家自然科学基金资助项目(51175319); 上海市教育委员会科技创新重点资助项目(13ZZ075); 福建省自然科学基金资助项目(2012J01191); 福建省教育厅资助科技项目(JA11099); 上海大学“十一五”211 建设项目与上海市电站自动化技术重点实验室资助

收稿日期: 2013-03-25; 修回日期: 2013-04-22

化进行非视觉实时检测方法与实现技术研究。文中阐述基于分布式曲率信息的翼面结构形变感知与形态重构方法与实现过程,以及 FBG 光纤光栅传感阵列优化布置设计方案。在此基础上构建实验平台与开发软件环境,通过实验模型翼面结构的静态变形与振动形态实时感知与三维重构实验,获得了良好的技术方法探索与实际验证效果。

1 翼面结构形态感知与重构算法

1.1 结构曲率的 FBG 检测技术

FBG 传感技术是基于 Bragg 光栅效应以感知外界温度、应变、位移等物理量。当环境温度保持恒定时,光纤光栅测点的波长变化与测点处的应变 ϵ 满足^[14-15]

$$\frac{\Delta\lambda_B}{\lambda_B} = (1 - P_e)\epsilon \quad (1)$$

其中: λ_B 为 FBG 光栅中心反射波长; $\Delta\lambda_B$ 为 FBG 光栅中心波长变化量; P_e 为光纤有效弹光系数。

在纯弯曲条件下,对于翼面类结构当其受压或受拉作用而产生弯曲变形时,其形状为弧状,此时中心层长度保持不变,受拉的一侧长度被拉长,受压的一侧长度缩短。截取一段长度为 L ,厚度为 h 的面形结构微元,当产生形变时,中性层、压缩层与伸长层的变化如图 1 所示。图 1 中,虚线表示中性层, ρ 为曲率半径, θ 为微元形变时圆弧对应的中心角, ΔL 为结构微元长度的变化量, M 表示其所受的力矩。

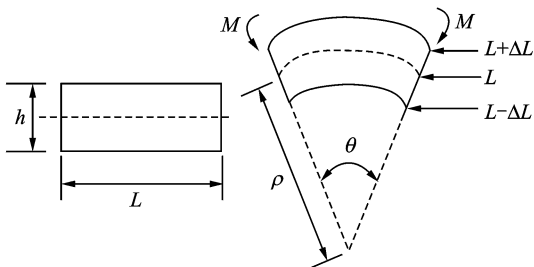


图 1 结构微元形变时中性层、压缩层与伸长层示意图
Fig. 1 Diagram of the neutral, elongated and compressed layers during bending

由图 1 可得

$$L = \rho\theta \quad (2)$$

$$L + \Delta L = (\rho + h/2)\theta \quad (3)$$

由式(2)和式(3)可得

$$k = \frac{1}{\rho} = \frac{2}{h} \frac{\Delta L}{L} = \frac{2}{h}\epsilon \quad (4)$$

其中: k 为微元的曲率; ϵ 为应变,且

$$\epsilon = \frac{\Delta L}{L} \quad (5)$$

由式(1),(4)和式(5)得

$$k = \frac{2\Delta\lambda_B}{\lambda_B(1 - P_e)h} \quad (6)$$

当基于黏贴至翼面结构表面的 FBG 光栅传感阵列进行结构形变检测时,通过测量和计算各个 FBG 光栅测点的中心波长变化量 $\Delta\lambda_B$,即可由式(6)获得相应光栅测点处的结构变化曲率 k 的大小,为基于曲率信息的翼面结构形态重构提供基础数据。

1.2 翼面结构形态重构算法

实验模型结构采用水平柔性悬吊方式固定于外框架上,通过固定于外框架上的激振器与模型结构予以连接。由于翼面结构是刚性连接于实验模型机体上,其振动方向受机体约束,翼面形变与振动主要在垂直方向发生,所以翼面结构形态重构可近似看作曲面重构问题。如图 2 所示,将翼型曲面离散为多条曲线,由曲线拟合实现重构曲面形状。由微分几何知识可知,曲率信息作为基本属性可实现曲线、曲面形状的确定。首先,基于曲率信息获取曲线上各点的坐标值,进而实现曲线拟合与重构;然后,采用曲线光滑拟合方式实现由曲线到曲面的重构。

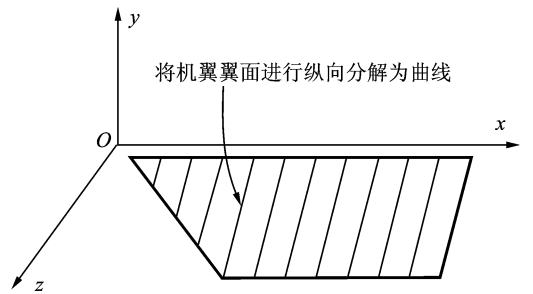


图 2 翼面结构空间曲面分解示意图
Fig. 2 Diagram of decomposing of wing surface

对于曲线而言,只要曲线上两点的距离足够近,就可近似认为这两点之间的弧为一段微圆弧。如图 3 所示,设曲线上一段微弧段 Δs_n 的起点(设为 O_n)与终点(设为 O_{n+1})处曲率分别为 k_n, k_{n+1} ,其对应的坐标分别为 (x_n, y_n) 和 (x_{n+1}, y_{n+1}) ; α_n, α_{n+1} 分别为弧段起点和终点处的切线矢量; l_n 为弧段所对应的弦长; θ_n, θ_{n+1} 分别为 O_n 和 O_{n+1} 所对应的切矢与 x 轴的夹角; $\Delta\theta_n$ 为弧段所对应的圆心角。

由图 3 可得

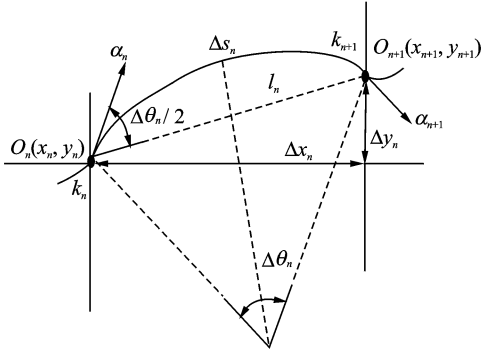


图3 曲面上曲线重构算法示意图

Fig. 3 Diagram of the curve reconstruction algorithm

$$\begin{cases} \Delta\theta_n = \theta_{n+1} - \theta_n \\ l_n = 2\sin(\Delta\theta_n/2)/k_n \quad (k_n \neq 0) \\ l_n = \Delta s_n \quad (k_n = 0) \\ \Delta x_n = 2l_n \cos(\theta_n - \Delta\theta_n/2) \\ \Delta y_n = 2l_n \sin(\theta_n - \Delta\theta_n/2) \\ x_{n+1} = x_n + \Delta x_n \\ y_{n+1} = y_n + \Delta y_n \end{cases} \quad (7)$$

根据曲率的定义

$$k(s) = \frac{d\theta}{ds} \quad (8)$$

可得到式(9)

$$\theta(s) = \int k(s) ds \quad (9)$$

假设 O_n 与 O_{n+1} 之间曲率是均匀变化的, 曲率 k 与弧长 s 成线性关系, 即

$$k = Ms + N \quad (10)$$

其中: M, N 为系数。

当将曲线看作是由 $s_1 \sim s_2, s_2 \sim s_3, \dots, s_n \sim s_{n+1}, \dots$ 的弧段组成时, 则有

$$\begin{cases} k_n = M_n s_n + N_n \\ k_{n+1} = M_n s_{n+1} + N_n \end{cases} \quad (11)$$

$$\begin{cases} M_n = (k_{n+1} - k_n)/(s_{n+1} - s_n) \\ N_n = (k_n s_{n+1} - k_{n+1} s_n)/(s_{n+1} - s_n) \end{cases} \quad (12)$$

由式(9), (11)和式(12)可得

$$\theta(s) = \frac{1}{2}Ms^2 + Ns + c \quad (13)$$

式(13)是关于弧长 s 的函数, 含有待确定常数项 c 。由于各个弧段端点曲率的值可以通过 FBG 所检测获得的有限离散曲率进行插值获得。显然, 只要给出边界条件, 式(13)就可解, 从而可以由式(7)推导出各个光栅测点的坐标, 实现曲线的重建。首先, 利用曲线重构算法获得曲面上离散的各

条曲线的坐标; 然后, 基于曲面光滑拟合算法实现由曲线到曲面的重构, 进而获得完整翼面结构形态的三维重构。

2 FBG 传感阵列优化布置

实验模型翼面结构如图 4 所示, 选用各边长分别为 225, 160, 380 和 195 mm、厚为 1 mm 的梯形环氧树脂板材料构成。其主要参数为: 弹性模量为 2.0×10^{10} Pa; 密度为 1730 kg/m^3 ; 泊松比为 0.16; 在翼面结构上采用表面黏贴方式布置实现结构形变感知的分布式 FBG 传感阵列。

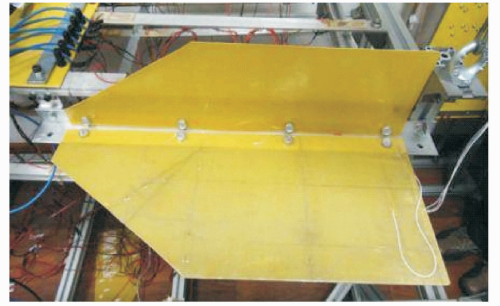
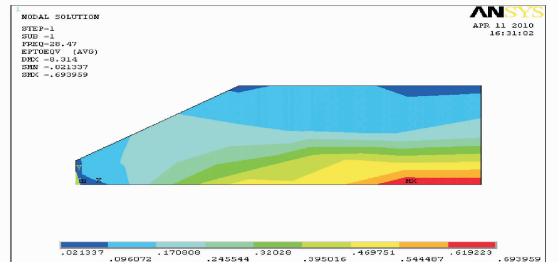


图4 实验模型翼面结构

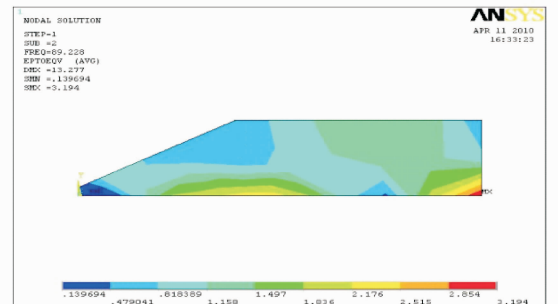
Fig. 4 Wing structure experiment model

如图 5 所示, 采用 ANSYS 软件针对翼面结构低



(a) 翼面结构一阶模态应变分布

(a) First order modal strain plot



(b) 翼面结构二阶模态应变分布

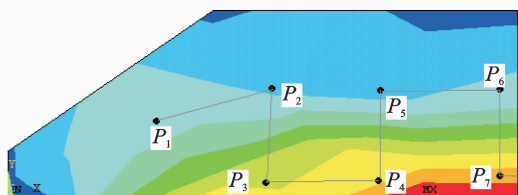
(b) Second order modal strain plot

图5 实验模型翼面结构前2阶模态应变分布图

Fig. 5 First two order modal plots of wing structure

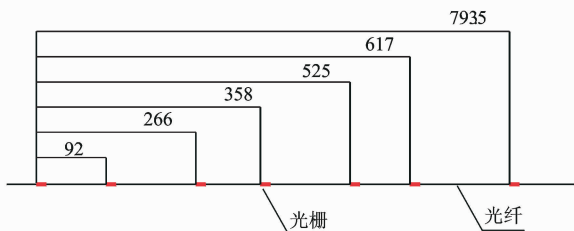
阶模态进行动力学特性分析。由于翼面结构形态变化主要体现在低阶模态上,所以重点考察其一阶和二阶振动模态下的应变状况。鉴于翼面结构形变或低阶振动形态重构的精确度依赖于所获得的分布式曲率信息,而全部的曲率信息首先是通过有限的光栅测点检测结构应变,进而再进行连续化插值而获得,其中有限离散光栅测点的优化布位构成关键环节之一。

在综合考虑形态检测技术要求与结构动力学特性的基础上,在应变较大处设置为测点作为 FBG 传感阵列配位布置的主要依据^[11],尽可能反映被测结构形态变化的真实状况,充分发挥 FBG 传感阵列的最大测量范围。图 6 为翼面结构表面上 FBG 传感阵列光栅测点的优化布位示意图,其中图 6(a)为布位方式图,图 6(b)为 8 个光栅测点 $P_1 \sim P_8$ 在水平方向的布位数据图。



(a) 翼面结构光栅测点布位方式

(a) Diagram of arrangement topology of FBG sensors



(b) 光栅测点在水平方向布位数据(单位: mm)

(b) Diagram of arrangement size of FBG sensors in the horizontal direction (unit: mm)

图 6 翼面结构 FBG 光栅测点优化布位示意图

Fig. 6 Diagram of optimal layout of FBG sensors

3 实验平台构建

实验平台如图 7 所示,主要由模拟飞行器实验模型结构、光纤光栅网络信号分析仪(型号:FONA-2008C)、高性能计算机、信号发生器、功率放大器、激光位移传感器(型号:LK-G400)、激振器以及相关测控单元等组成。实验模型包括机体框架结构与翼面结构,其中翼面固支于机体框架结构尾部两侧。

基于 Visual C++ 编译平台和 OpenGL 技术,开发了实验模型翼面结构形态感知与实时重构的监

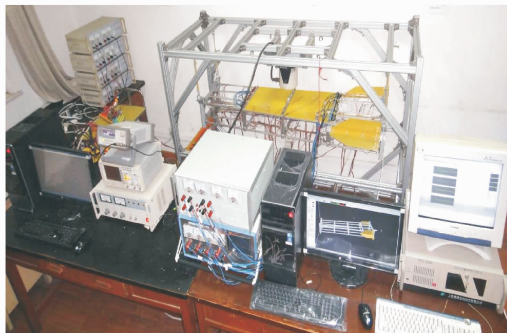


图 7 模拟飞行器实验平台整体实物图

Fig. 7 Photo of the experiment platform

测软件系统。该软件系统由光栅测点波长数据服务器与结构形态感知重构算法客户端组成,具体包括参数设置、实验控制、服务器操作和数据回放等功能模块。为保证软件系统开发的模块化程度、软件执行效率和实时显示的现场可视化效果,在设计上采用了多线程、任务同步、数据缓存管理、动态链接库、程序回调和 OpenGL 特效等关键技术进行开发,以保证数据的高效传输和处理,满足结构形态重构与可视化显示的实时性的要求。图 8 为实验模型结构形态监测软件系统界面。

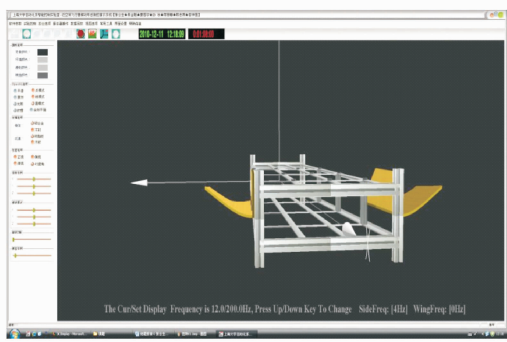


图 8 实验模型结构形态监测软件系统界面

Fig. 8 System interface of software of shape monitoring of experiment model

4 实验分析与验证

4.1 实验过程描述

依据实验条件与目标,实验过程着重考察翼面结构在静态形变与低阶振动状况下的形态变化感知与重构效果。图 9 为实验过程的技术实现示意图。当翼面结构产生静态形变或进入低频振动状态时,其形变由分布植入于翼面结构上的光纤光栅传感阵列感知,并实时输入至光纤光栅网络分析仪,实现结构分布测点处应变信息的获取。同时,计算机对来

自光纤光栅网络分析仪的检测信号实施形态重构算法运算,并结合图形处理技术在显示器上演示,实现翼面结构变形状态或振动形态的实时感知重构与可视化显现。

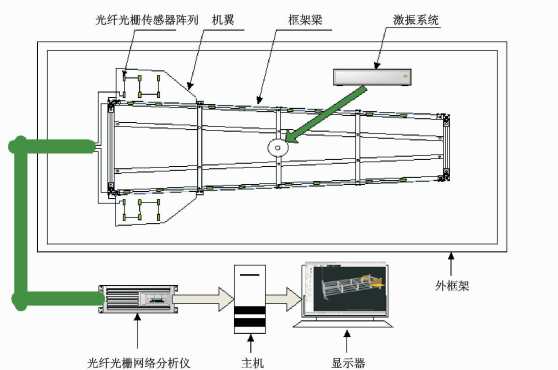
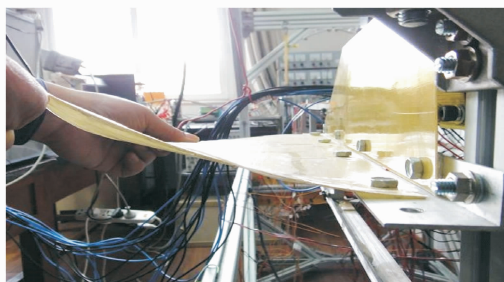


图 9 实验过程技术实现示意图

Fig. 9 Schematic diagram of experiment test

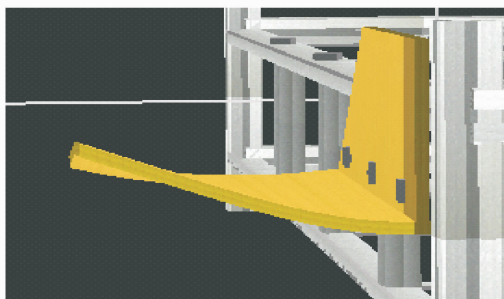
4.2 实验结果验证

通过手动方式使翼面结构产生各种形变,并观察其形态变化的各种静态重构效果。图 10 为翼面结构在静态弯扭变形状况下的形态感知重构对比效果图。其中,图 10(a)为手动施力产生翼面结构的



(a) 翼面结构静态弯扭变形状况

(a) Steady twisted deformation of the wing model



(b) 翼面结构静态弯扭形态重构截图

(b) Reconstruction shape of wing model in steady twisted deformation state

图 10 翼面结构静态弯扭形态重构效果对比图

Fig. 10 Diagram of steady twisted shape reconstruction of wing model

弯扭形变;图 10(b)为翼面结构形态变化可视化重构效果截图。由于翼面结构的构成材料环氧树脂板具有较好的柔性,静态时能够保持较好的面形特征,所以形态感知与重构算法反映了翼面结构的变形状况,且重复性良好。

在翼面结构静态形变感知与重构实验验证的基础上,进行翼面结构低频振动状态下动态形态的实时感知与重构实验,以便验证重构算法的动态特性和现场可视化效果。具体实施过程是针对实验模型结构在 5~50 Hz 频率范围内进行激励,观察翼面结构在不同振动模式下振动形态实时感知与重构状况。图 11 为实验模型结构在 20 Hz 激励频率下,翼面结构动态感知与重构形态的某时刻实验效果截图。

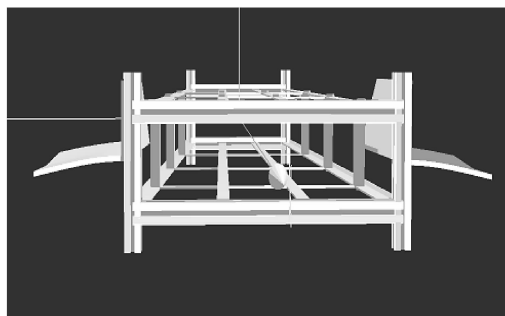


图 11 20 Hz 激励频率下翼面结构动态重构形态效果图

Fig. 11 Reconstruction shape of wing model excited at 20 Hz

为验证翼面结构形态变化实时感知与重构精度,引入相对均方根误差(relative root-mean-square error,简称 RRMSE)对形态重构效果进行评价,如式(14)所示。其中: w 为翼面结构上某实际测量点的纵向偏移测量值(即图 2 中翼面上某点 y 方向偏移值); \hat{w} 为依据结构形变感知信息与重构算法所获得某点的 y 方向偏移计算值; n 为针对翼面结构某点的测量与计算次数。相对均方根差值 E_{RRMSE} 可依据 n 组某点 y 方向偏移测量值与重构值计算获得。通过选定翼面结构若干检测点并测量与计算其 E_{RRMSE} 值,可在一定程度上实现结构形态实时感知与重构效果的定量评价

$$E_{RRMSE} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (w_i - \hat{w}_i)^2}{n}} / (\sum_{i=1}^n w_i / n) \times 100\%$$

(14)

具体实施过程是采用激光位移传感器进行翼面结构某测量点实际偏移量测量,且取 100 个周期时

间内每个周期内的一个测量偏移最大值,结合该点的形态重构对应理论计算值求取相对均方根误差值,进一步实现在各个激振频率下的结构形态重构精度分析,同时通过多点测量实现重构效果定量评估。由于受测量仪器单通道测量性能的限制,笔者仅针对单个测量点在5~50 Hz激振频率范围内进行了 E_{RRMSE} 值计算,具体所选择的测量点为图6中 P_2 和 P_5 光栅点的水平中点位置。表1为该测量点在激振频率分别为5,10,20,30和40 Hz状态下的 E_{RRMSE} 值。

表1 不同激振频率下测量点相对均方根误差

Tab.1 RRMSE value at different excitation frequencies

激振频率/Hz	5	10	20	30	40
RRMSE 误差/%	3.26	3.75	4.68	7.31	14.7

由表1可见,在实验模型结构振动频率低于30 Hz时,测量点处的相对均方根误差 E_{RRMSE} 值相对较小,形态重构算法较好地呈现实时感知与重构翼面结构振动形态。当实验模型结构振动频率大于30 Hz时,重构算法的实时性逐步降低,结构变化形态实时重构效果逐步变差,对应的 E_{RRMSE} 值也迅速增大。其原因在于,随着实验模型结构振动频率的提高,结构应变变化迅速和剧烈,导致了结构曲率变化的非线性,结构形态重构效果失真度加大,实时性降低。同时,光栅网络分析仪采集频率和重构算法受计算机计算资源的限制,导致重构算法的效率降低并进而影响实时性和重构效果。

5 结束语

航空航天器结构形变与振动形态实时监测与健康评估,一直是航空航天技术领域至关重要的问题之一。笔者以模拟临近空间飞行器框架模型为实验对象,针对翼面结构形态变化的实时感知与重构要求,进行了基于FBG传感阵列的翼面结构形态非视觉检测方法研究。方法研究与实验验证表明,静态重构效果可以良好重现翼面结构形变状态。在实验模型结构低于30 Hz振动频率范围,翼面结构实时感知与重构效果生动逼真,且较精确地反映了结构振动形态的变化。研究结果验证了所提相关方法与技术的可行性与有效性,为高性能飞行器关键结构形变状况实时监测与健康评价提供关键技术基础。

参 考 文 献

- [1] Lopez I, Sarigul-Klijn N. A review of uncertainty in flight vehicle structural damage monitoring, diagnosis and control: challenges and opportunities[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2010,46(7):247-273.
- [2] Ehrenfreund P, McKay C, Rummel J D, et al. Toward a global space exploration program: a stepping stone approach [J]. Advances in Space Research, 2011,49(1):2-48.
- [3] Voland R T, Huebner L D, McClinton C R. X-43A hypersonic vehicle technology development[J]. Acta Astronautica, 2006,59(1):181-191.
- [4] 郭万林,邵忍平,冯谦. 结构损伤监测的研究现状与展望[J]. 振动、测试与诊断,2003,23(2):79-85.
Guo Wanlin, Shao Renping, Feng Qian. A review and prospect of damage detection in structures[J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2003, 23 (2):79-85. (in Chinese)
- [5] Liu Tianshu, Burner A W, Jones T W, et al. Photogrammetric techniques for aerospace applications [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2012,54:1-58.
- [6] 邱志成,张祥通. 基于视觉的柔性结构振动测量及其控制[J]. 振动、测试与诊断,2012,32(1):11-16.
Qiu Zhichen, Zhang Xiangtong. Vision-based vibration measurement and control of flexible structure [J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2012,32(1):11-16. (in Chinese)
- [7] Zhu Mao. Comparison of shape reconstruction strategies in a complex flexible structure [D]. San Diego: University of California, 2008.
- [8] Jutte C V, Ko W L, Stephens C A, et al. Deformed shape calculation of a full-scale wing using fiber optic strain data from a ground loads test[R]. Edwards, CA, USA: NASA Dryden Flight Research Center, 2011.
- [9] Bang H J, Kim H, Lee K S. Measurement of strain and bending deflection of a wind turbine tower using arrayed FBG sensors[J]. International Journal of Precision Engineering and Manufacturing, 2012,13(12): 2121-2126.
- [10] Glaser R, Caccese V, Shahinpoor M. Shape monitoring of a beam structure from measured strain or curvature[J]. Experimental Mechanics, 2012, 52: 591-606.

- [11] Stephan R, Kang L H, Han J H, et al. Displacement field estimation for a two-dimensional structure using fiber Bragg grating sensors[J]. *Smart Material Structure*, 2009,18(2):1-12.
- [12] 张伦伟, 韦海峰, 郑庆华, 等. 形状记忆合金细长柔杆空间形状位置测量方法[J]. *力学季刊*, 2012,33(1):100-105.
Zhang Lunwei, Wei Haifeng, Zheng Qinhu, et al. Research on spatial shape and orientation detection of a flexible shape memory alloy rod[J]. *Chinese Quarterly of Mechanics*, 2012,33(1):100-105. (in Chinese)
- [13] Di Haiting. Space curve fitting method based on fiber-optic curvature gages[J]. *Optics & Laser Technology*, 2012,44(1):290-294.
- [14] 朱晓锦, 陆美玉, 樊红朝, 等. 光纤光栅机敏结构振动形态感知与重构试验研究[J]. *仪器仪表学报*, 2009,30(1):65-70.
Zhu Xiaojin, Lu Meiyu, Fan Hongchao, et al. Experimental research on intelligent structure vibration shape perception and reconstruction based on fiber grating network[J]. *Chinese Journal of Scientific Instrument*, 2009,30(1):65-70. (in Chinese)

- [15] Tubic D, Hebert P, Laurendeau D. 3D surface modeling from curves[J]. *Image and Vision Computing*, 2004,22(9):719-734.
- [16] Starr G. Flexible wing designs with sensor control feedback for demonstration on the X-56A (MUTT) [R]. Edwards, CA, USA: NASA Technical Reports Server (NTRS), 2012.



第一作者简介: 易金聪, 男, 1969年9月生, 博士研究生、副教授。主要研究方向为测控技术及信号处理、智能结构主动监控等。曾发表《An orthogonal curvature fiber Bragg grating sensor array for shape reconstruction》(《Communications in Computer and Information Science》2010, Vol. 97, No. 1)等论文。
E-mail: yjc-fj@126.com

通信作者简介: 朱晓锦, 男, 1965年12月生, 教授、博士生导师。主要研究方向为先进测控与信息处理、智能结构主动监控等。
E-mail: mgzhuxj@shu.edu.cn

