

# 机翼模型应变场分布式光纤监测与重构方法<sup>\*</sup>

司亚文<sup>1</sup>, 曾捷<sup>1,3</sup>, 夏裕彬<sup>2</sup>, 于惠勇<sup>1</sup>, 周智<sup>1</sup>,  
吴肖<sup>1</sup>, 张益昕<sup>3</sup>, 顾宝龙<sup>2</sup>

(1. 南京航空航天大学机械结构力学及控制国家重点实验室 南京, 210016)

(2. 故障诊断与健康管理工作航空科技重点实验室 上海, 201601)

(3. 南京大学智能光传感与调控技术教育部重点实验室 南京, 210093)

**摘要** 针对飞行器机翼结构应变场重构问题, 提出了一种基于分布式光纤传感器与模态叠加原理相结合的大展弦比机翼缩比模型应变场监测与重构方法。借助 ANSYS 有限元分析软件, 数值模拟得到大展弦比机翼缩比模型在不同载荷下应变分布与应变模态振型。在此基础上, 通过在大展弦比铝合金机翼缩比模型展向设置光纤 Bragg 光栅传感器, 实时采集应变分布与变化信息, 结合数值仿真得到机翼模型应变模态振型, 重构机翼缩比模型应变场分布, 应变反演平均误差约为 7%。研究表明, 本研究具有非视觉测量、实时性好以及反演精度较高等优点, 能够为及时准确获取飞行器翼面应变场分布信息, 进而实现机翼气动载荷计算与疲劳寿命预测提供技术支撑。

**关键词** 大展弦比机翼; 光纤光栅传感器; 模态叠加; 应变监测; 应变场重构

**中图分类号** TP212

## 引言

飞机在长期服役过程中, 由于恶劣环境影响, 机翼结构不可避免地会发生损伤, 其表面应变信息是评估其健康状况的重要依据<sup>[1]</sup>。准确获取翼面应变分布与变化信息是实现机翼气动载荷辨识的基础。因此开展针对机翼结构的应变实时监测与应变场重构具有重要意义。

常规电阻应变片式机翼应变测量方法具有重量轻、灵敏度高、频响特性好等优点, 但无法构建分布式传感网络, 易受电磁干扰, 需要配置大量信号传输线缆甚至改变机翼固有频率。光纤布拉格光栅 (fiber Bragg grating, 简称 FBG) 传感器具有重量轻、柔韧性好、集信号传感与传输于一体、易于构成分布式传感网络和抗电磁干扰等优点, 被广泛应用于结构健康监测领域<sup>[2-3]</sup>。Zienkiewicz 等<sup>[4]</sup>采用最小位能原理有限元法对结构应变场进行重构。Hassan 等<sup>[5]</sup>应用数字图像技术对结构的非连续位移场和应变场进行了重构。周延周等<sup>[6]</sup>采用光学干涉谱扫描方法, 实现了树脂复合材料表面位移场和

应变场分布的动态测量。陈锬等<sup>[7]</sup>针对材料压缩过程中应变场重构问题, 结合数值模拟和网格法, 给出了材料对称轴处应变场分布的解析函数。陈帅<sup>[8]</sup>采用双目视觉测量法获得结构离散点位移, 根据材料力学中应变和位移的关系求得结构的应变场, 通过对悬臂梁进行动态激励试验, 验证了算法的可行性。

为了实时获取飞行器服役过程中机翼表面真实应变分布信息, 笔者选择以大展弦比铝合金机翼缩比模型为对象, 研究了一种基于模态叠加原理的分布式光纤应变监测与应变场重构方法, 实现不同载荷下翼面应变场分布的实时反演。

## 1 基本原理

### 1.1 FBG 应变传感原理

FBG 传感器基本原理如图 1 所示。当一束宽带入射光射入光纤栅区时, 中心波长满足栅区条件的光会被反射回来, 其他波长的光则会无影响地透过<sup>[9]</sup>。

根据光纤光栅耦合理论, FBG 的中心波长  $\lambda_B$

<sup>\*</sup> 国家自然科学基金-联合基金资助项目(U1537102); 上海航天科技创新基金资助项目(SAST2018-015); 航空科学基金资助项目(20170252004); 江苏省重点研发计划资助项目(BE2018047); 江苏高校优势学科建设工程资助项目  
收稿日期: 2019-01-09; 修回日期: 2019-03-20

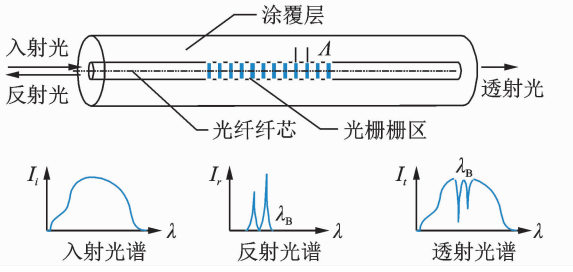


图 1 FBG 传感器基本原理

Fig. 1 Basic principle of FBG sensor

与折射率和光栅周期的关系<sup>[10]</sup>为

$$\lambda_B = 2n_{\text{eff}}\Lambda \quad (1)$$

其中: $n_{\text{eff}}$ 为光纤纤芯有效折射率; $\Lambda$ 为光栅周期。

通常外界的温度变化和光栅所受的轴向应变都能使光栅的有效折射率和光栅周期发生改变,从而使光栅中心波长发生偏移。若不考虑温度的影响,只考虑轴向应变的因素,则光纤光栅中心波长偏移量  $\Delta\lambda_B$  可以表示为

$$\Delta\lambda_B = 2\Delta n_{\text{eff}}\Lambda + 2n_{\text{eff}}\Delta\Lambda \quad (2)$$

进一步简化,得到  $\Delta\lambda_B$  和轴向应变  $\epsilon$  的关系<sup>[11]</sup>为

$$\frac{\Delta\lambda_B}{\lambda_B} = (1 - P_e)\epsilon \quad (3)$$

其中: $P_e$ 为光弹系数,通常取常数 0.22<sup>[12]</sup>。

中心波长偏移量和轴向应变呈线性变化,通过测量反射光谱中心波长偏移量可以求得结构对应点的应变值。

### 1.2 应变场重构原理

根据模态叠加原理,机翼模型在载荷作用下的应变响应是其所有应变振型的线性叠加<sup>[13]</sup>,机翼表面分布式光纤所在测量位置的应变可表示为

$$\boldsymbol{\varepsilon}_M = \begin{bmatrix} \varphi_1^1 & \varphi_2^1 & \cdots & \varphi_n^1 \\ \varphi_1^2 & \varphi_2^2 & \cdots & \varphi_n^2 \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ \varphi_1^M & \varphi_2^M & \cdots & \varphi_n^M \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ \vdots \\ q_n \end{bmatrix} = \boldsymbol{\varphi}_{M \times n} \boldsymbol{q}_n \quad (4)$$

其中: $\boldsymbol{\varepsilon}_M$ 为结构在光纤测量点的应变响应; $\boldsymbol{\varphi}_{M \times n}$ 为光纤测量点的应变振型矩阵; $\boldsymbol{q}_n$ 为模态坐标; $M$ 为光纤测量点的个数; $n$ 为模态阶数。

机翼模型在载荷作用下所有位置的应变响应可表示为

$$\boldsymbol{\varepsilon}_N = \begin{bmatrix} \varphi_1^1 & \varphi_2^1 & \cdots & \varphi_n^1 \\ \varphi_1^2 & \varphi_2^2 & \cdots & \varphi_n^2 \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ \varphi_1^N & \varphi_2^N & \cdots & \varphi_n^N \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ \vdots \\ q_n \end{bmatrix} = \boldsymbol{\varphi}_{N \times n} \boldsymbol{q}_n \quad (5)$$

其中: $N$ 为应变点的个数; $\boldsymbol{\varepsilon}_N$ 为  $N$  个应变点的应变

响应; $\boldsymbol{\varphi}_{N \times n}$ 为  $N$  个应变点的应变振型矩阵; $\boldsymbol{q}_n$ 为模态坐标。

当  $M < n$  时,式(3)中  $\boldsymbol{q}_n$  有无穷解。为了避免出现这种情况,传感器的数量不能小于模态的阶数<sup>[14]</sup>。当  $M = n$  时,模态坐标  $\boldsymbol{q}_n$  可以直接通过矩阵求逆得到

$$\boldsymbol{q}_n = \boldsymbol{\varphi}_{M \times n}^{-1} \boldsymbol{\varepsilon}_M \quad (6)$$

把式(6)代入式(5),可得

$$\boldsymbol{\varepsilon}_N = \boldsymbol{\varphi}_{N \times n} \boldsymbol{\varphi}_{M \times n}^{-1} \boldsymbol{\varepsilon}_M \quad (7)$$

当  $M > n$  时,矩阵  $\boldsymbol{\varphi}_{M \times n}$  不是方阵,将式(4)等号两边同时乘以  $\boldsymbol{\varphi}_{M \times n}^T$  得到以下方程<sup>[15]</sup>

$$\boldsymbol{\varphi}_{M \times n}^T \boldsymbol{\varepsilon}_M = \boldsymbol{\varphi}_{M \times n}^T \boldsymbol{\varphi}_{M \times n} \boldsymbol{q}_n \quad (8)$$

进一步化简得到

$$\boldsymbol{q}_n = (\boldsymbol{\varphi}_{M \times n}^T \boldsymbol{\varphi}_{M \times n})^{-1} \boldsymbol{\varphi}_{M \times n}^T \boldsymbol{\varepsilon}_M \quad (9)$$

把式(9)代入式(5),得到

$$\boldsymbol{\varepsilon}_N = \boldsymbol{\varphi}_{N \times n} (\boldsymbol{\varphi}_{M \times n}^T \boldsymbol{\varphi}_{M \times n})^{-1} \boldsymbol{\varphi}_{M \times n}^T \boldsymbol{\varepsilon}_M \quad (10)$$

式(7)和式(10)建立了机翼模型测量点的应变与其应变场的转换关系。机翼模型上  $M$  个离散点的应变可以通过分布式光纤光栅传感器获得,而其应变模态振型可通过有限元仿真计算获得。由于高阶模态对结构的应变贡献较小,且高阶模态难以计算,故笔者只取机翼模型的前 6 阶模态。

由于  $N$  远大于  $M$ ,式(7)和式(10)实现了采用较少数量的光纤传感器重构出整个机翼模型的应变场分布。基于模态叠加原理的机翼模型应变场重构算法流程如图 2 所示。

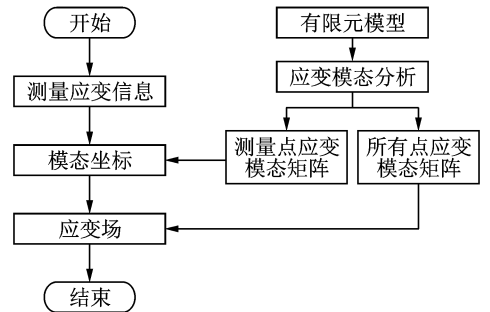


图 2 应变场重构算法流程图

Fig. 2 Flow chart of strain field reconstruction algorithm

## 2 数值模拟

采用 ANSYS 软件对铝合金机翼模型进行有限元仿真,机翼模型的几何尺寸:长为 120 cm,上底为 10 cm,下底为 25 cm,厚度为 0.5 cm,其弹性模量为 71 GPa,泊松比为 0.3,阻尼比为 0.025。机翼模型下底面添加一个单端固支约束,采用 Mesh 模型自由划分网格,网格尺寸为 0.5 cm,仿真机翼模型被划成 7 230 个单元。

首先,对机翼模型进行模态分析,计算得到机翼模型固有频率和应变振型。在保证算法精度的情况下,为提高计算效率,这里模态分析只提取铝合金机翼模型的前6阶固有频率和应变振型。数值仿真得到机翼模型的前6阶固有频率分别为3.753, 19.644, 52.187, 53.269, 100.93和128.42 Hz。机翼模型的第2阶、第4阶和第6阶应变振型如图3所示。机翼模型固有频率和应变振型属于其固有属性,仅与形状及材料属性等物理参数相关。

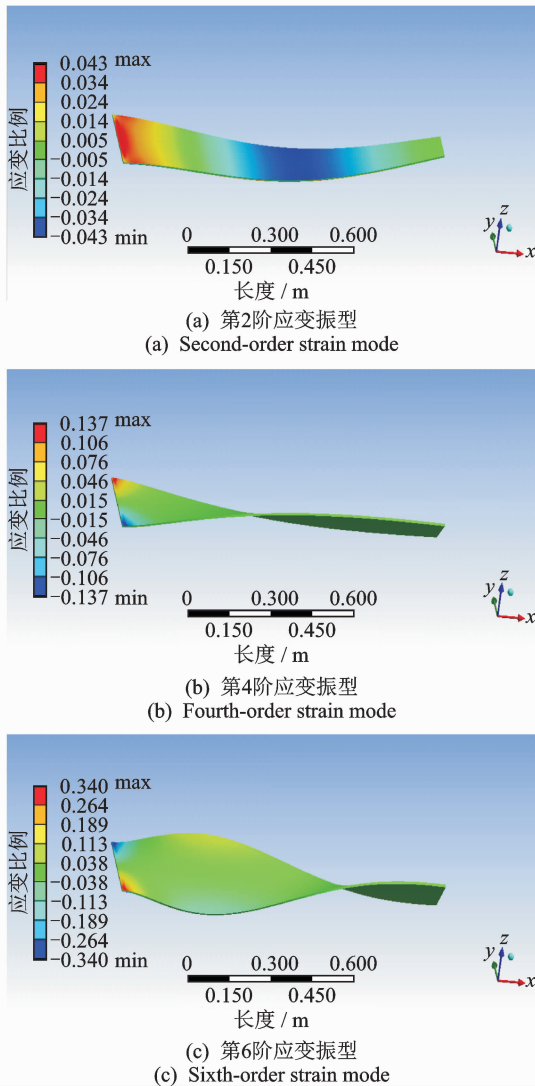


图3 铝合金机翼模型应变振型

Fig. 3 Strain modes of aluminium alloy wing model

针对机翼模型进行静力学仿真,分别施加3种不同大小与形式的载荷,如表1所示。

第1种为单个载荷加载,加载位置为铝合金机翼模型自由端,大小为10 N;第2种是在机翼模型自由端对称加载两个10 N的载荷;第3种是在机翼模型上表面施加一个400 Pa的均布面载荷。3种加载方式的仿真结果如图4所示。由图4可知,大展

弦比机翼缩比模型在靠近固支端附近应变幅值相对较大,在远离固支端处应变相对较小。

表1 数值仿真加载方式

Tab. 1 Loading mode of numerical simulation

序号	加载方式	载荷
1	单个载荷加载	20 N
2	两个载荷加载	$2 \times 10$ N
3	均布面载荷加载	400 Pa

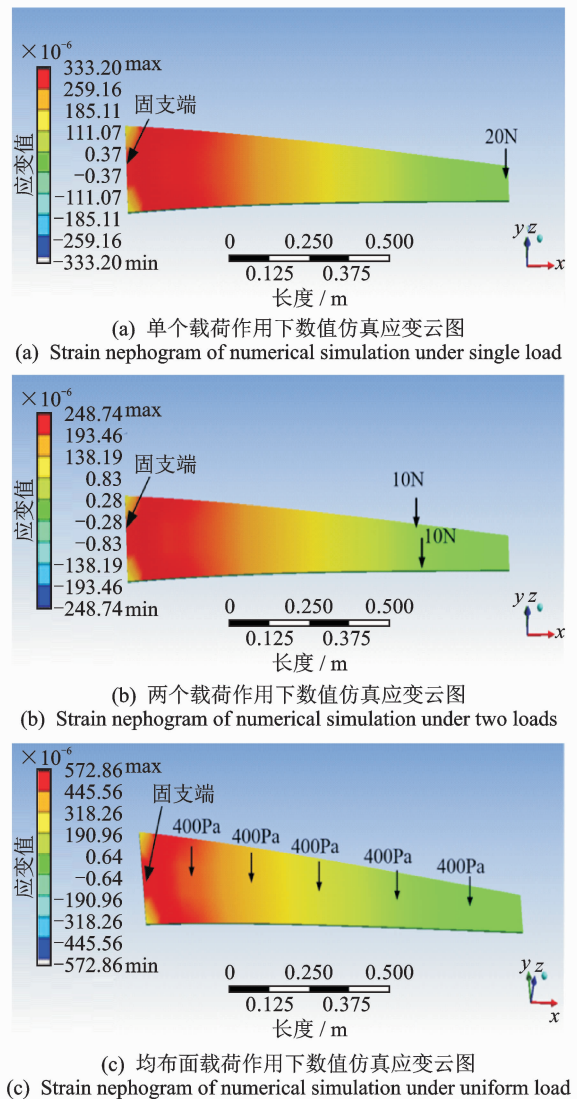


图4 机翼模型有限元仿真应变云图

Fig. 4 Strain nephogram for finite element simulation of wing model

分别提取出机翼模型上表面坐标(20, 7.5), (40, 7.5), (60, 7.5), (85, 7.5), (20, 17.5), (40, 17.5), (60, 17.5)和(85, 17.5)为网格单元节点的应变值。采用这8个点的应变值,根据应变场重构算法反演计算出机翼模型应变场分布。在根据反演算法得到的应变场中,沿着铝合金机翼模型中轴线等距选取11个验证点,将这些点对应的应变数据和

有限元仿真所得应变进行对比,结果如图 5 所示。由图 5 可知,由反演计算所得 11 个验证点的应变和有限元仿真所得应变基本吻合。计算得到 3 种载荷

加载下,11 个验证点重构出的应变值平均相对误差分别为 1.9%,2.2%和 3.1%。数值仿真结果表明,基于模态叠加原理的应变场重构算法精度较高。

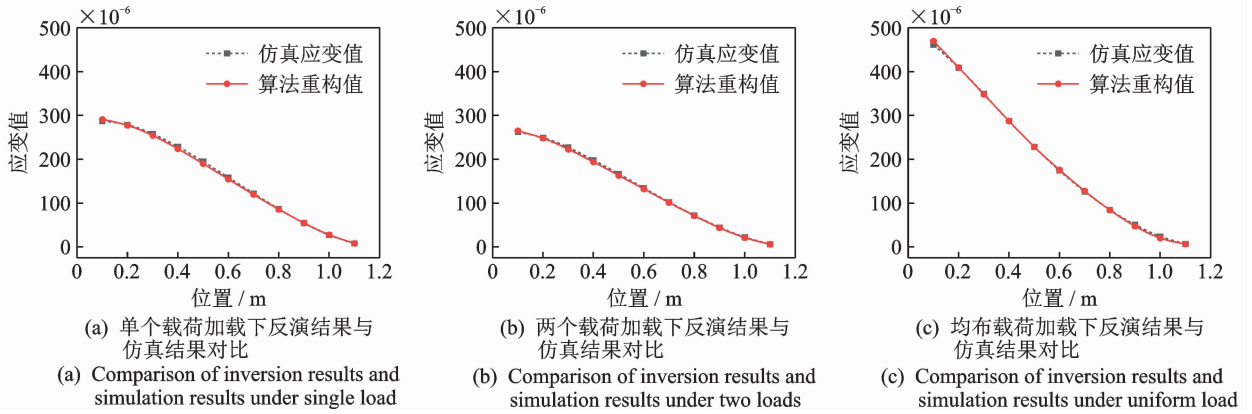


图 5 反演计算结果与有限元仿真结果对比

Fig. 5 Comparisons between inversion results and finite element simulation results

### 3 试验系统

图 6 为基于 FBG 传感器的应变场重构系统,主要由大展弦比铝合金机翼缩比模型、固支台架、多通道光纤光栅解调仪、静态应变仪、笔记本电脑和砝码等组成。采用 MOI 公司多通道光纤光栅解调仪(型号为 SM155,4 个通道分辨率为 1pm)用来解调 FBG 传感器感知的机翼表面应变信息。采用静态电阻应变仪用来辅助标定测量相关位置的翼面应变。



图 6 基于 FBG 传感器的应变场重构系统

Fig. 6 Strain field reconstruction system based on FBG sensor

铝合金机翼缩比模型长为 120 cm,上底为 10 cm,下底为 25 cm,厚度为 0.5 cm。机翼模型采用单边固支方式固定在加载台架上。机翼模型表面布置了 8 个光纤光栅传感器,如图 7 所示。

光纤光栅传感器采用 AB 胶粘贴在铝合金机翼表面,光纤光栅传感器轴线方向与铝合金机翼模型中轴线方向平行。8 个 FBG 传感器分成了两列,采

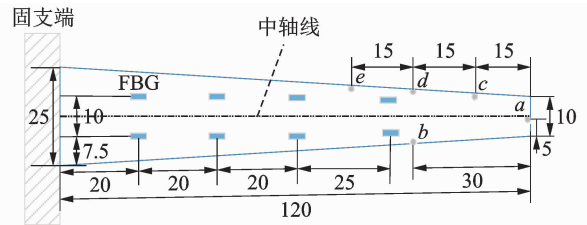


图 7 FBG 传感器布局图(单位:cm)

Fig. 7 FBG sensor layout (unit: cm)

用波分复用和空分复用混合复用方式连接到多通道解调仪上。根据 FBG 中心波长偏移量,求出 8 个测量点的应变变化信息,再通过基于模态叠加原理的应变场重构算法计算出机翼模型应变场分布。

试验中沿机翼模型中轴线等距选取 5 个验证点,在这 5 个验证点上分别粘贴 5 个电阻应变片作为真实应变参考标准。将应变片直接测量所得应变值和由 FBG 传感器应变场监测反演所得应变值作对比,以此来验证应变场反演重构精度。

在机翼模型上配置 *a, b, c, d, e* 5 个加载点,加载点上设置挂钩用于挂载砝码。如表 2 所示,试验设计了 4 种加载方式。加载方式 1 是在机翼模型 *a* 点挂载一个 1 kg 砝码,加载方式 2 是在机翼模型 *a* 点挂载一个 2 kg 砝码,加载方式 3 是在机翼模型 *b*

表 2 载荷加载方式

Tab. 2 Load loading mode

加载方式	载荷/N	加载点位置
1	10	<i>a</i> 点
2	20	<i>a</i> 点
3	2×10	<i>b, d</i> 点
4	3×10	<i>c, d, e</i> 点

点和  $d$  点分别挂载一个 1 kg 砝码,加载方式 4 是在机翼模型  $c, d, e$  点各挂载一个 1 kg 砝码。

## 4 试验结果与讨论

### 4.1 基于分布式光纤传感器的应变场反演

将机翼模型表面 8 个 FBG 传感器测得应变值

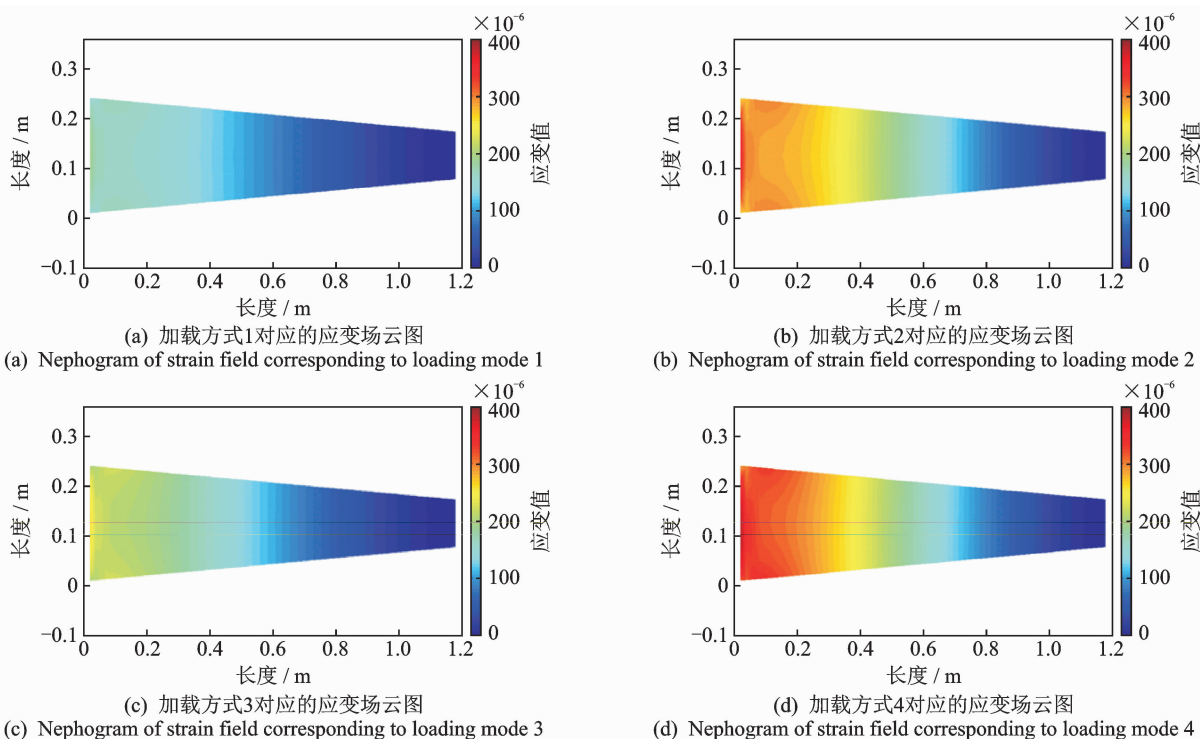


图8 算法重构出的应变场云图

Fig. 8 Strain field nephogram reconstructed by the algorithm

### 4.2 误差分析

沿着铝合金机翼模型中轴线等距选取 5 个测量点,把 FBG 传感器反演重构出的应变值与电阻应变式传感器直接测量所得应变值进行对比,如图 9 所示。由图 9 可知,基于模态叠加算法重构出的应变值和应变片直接测得的应变值基本吻合。为了评估基于 FBG 传感器应变测量的机翼模型应变场重构效果,引入均方根误差和平均相对误差用于分析应变重构算法精度。4 种加载方式下 5 个测量点对应的应变重构误差如表 3 所示。

表3 应变重构误差

Tab. 3 Strain reconstruction error table

加载方式	均方根误差 $\times 10^{-6}$	平均相对误差/%
1	5.4	8.8
2	10.9	4.9
3	9.5	7.2
4	15.8	8.1

代入到模态叠加应变场重构算法中,反演计算出机翼模型表面在不同加载方式下对应的应变分布信息,采用 Matlab 绘制出机翼模型对应的应变场云图,如图 8 所示。根据图 8 可知,4 种加载方式对应的载荷位置均靠近自由端,使机翼模型在靠近固支端附件应变幅值较大,而在靠近自由端处应变幅值相对较小,机翼翼面整体应变分布呈现从固支端到自由端逐渐减少的趋势。

4 种加载方式下 5 个测量点的平均相对误差分别为 8.8%,4.9%,7.2%和 8.1%。总体而言,基于分布式光纤应变传感的应变场反演技术能够较好地实现针对不同加载模式下机翼模型的应变场重构。试验中应变重构存在稍许误差,其原因可能包括:

1) 机翼模型的应变模态振型是根据有限元分析求解,若弹性模量等材料参数设置不准确,就会使结构应变模态振型计算出现偏差,因此数值仿真时应尽可能准确获取结构材料属性。

2) 机翼模型的应变响应是全部应变模态叠加的结果,但是试验中为计算方便,仅选取结构前 6 阶模态。虽然高阶振型对应变响应的贡献较小,但模态截断必然会使最终的结果产生一些误差<sup>[16]</sup>。

3) 考虑到胶粘液涂抹不均匀可能导致光纤光栅传感器与铝合金板机翼模型之间应变传递效率分布不对称,这也可能引起光纤光栅应变测量值存在一定误差。

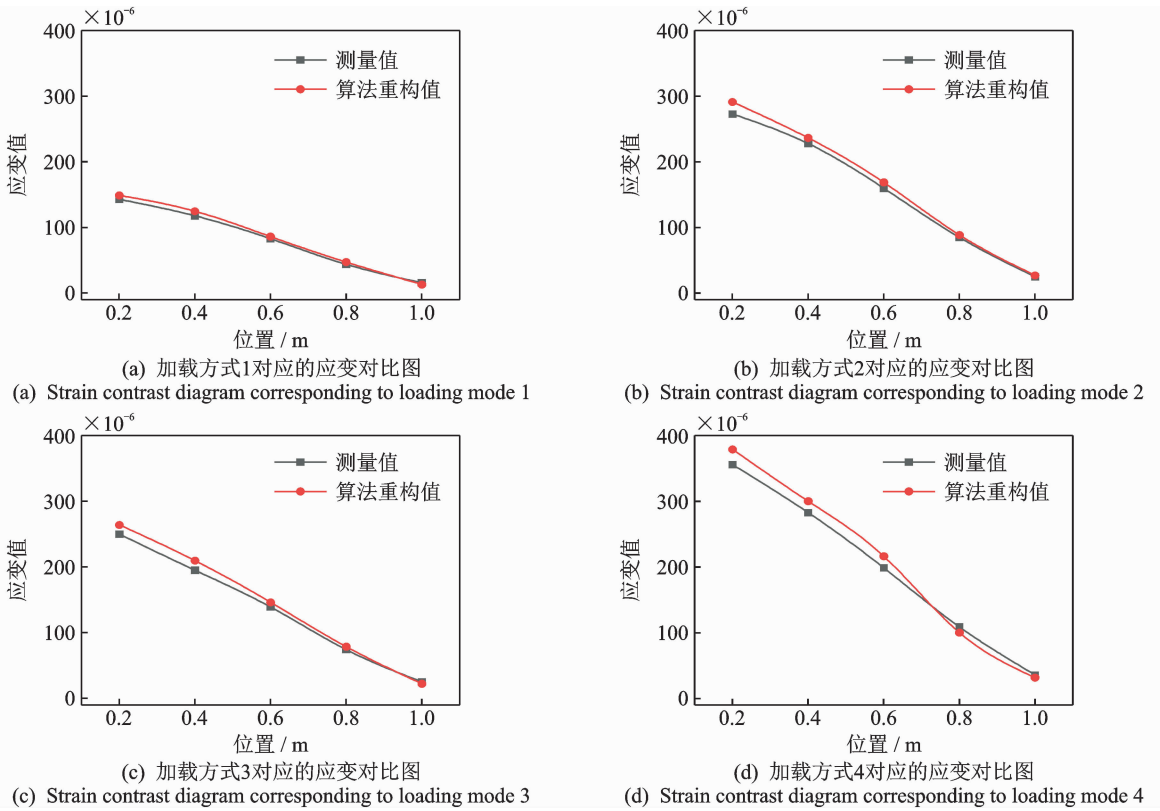


图 9 不同加载方式反演计算结果与应变片测量结果对比

Fig. 9 Comparisons between inversion results of different loading modes and strain gauge measurements

## 5 结 论

1) 针对机翼模型结构,研究了一种基于模态叠加原理的应变场反演重构算法,根据分布式光纤传感器实测应变值和机翼模型对应的应变振型,重构出结构应变场。

2) 采用 ANSYS 软件建立铝合金机翼有限元模型,通过模态分析,获取机翼模型固有频率和应变振型。针对单个载荷、两个载荷和均布载荷 3 种模拟加载方式,基于模态叠加原理的应变场重构算法平均误差分别为 1.9%,2.2%和 3.1%。

3) 构建了基于分布式光纤传感器的机翼模型应变监测与重构功能验证系统。通过分布式光纤传感器重构出机翼模型应变场,并绘制出机翼应变云图。在此基础上,对比了 5 个关键点重构出的应变幅值和应变片直接测量所得应变值。研究结果显示,4 种加载方式下 5 个关键点应变重构误差分别为 8.8%,4.9%,7.2%和 8.1%。

### 参 考 文 献

[1] HARNETT C K. Flexible circuits with integrated

switches for ro-botic shape sensing [C] // SPIE Commercial Scientific Sensing and Imaging, New York, United States; International Society of Optical Engineering, 2016.

[2] YANG C. Sensor placement for structural health monitoring using hybrid optimization algorithm based on sensor distribution index and FE grids [J]. Structural Control and Health Monitoring, 2018, 25(6): 201-216.

[3] YANG C, LIANG K, ZHANG X P, et al. Sensor placement algorithm for structural health monitoring with redundancy elimination model based on sub-clustering strategy [J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2019, 124: 369-387.

[4] ZIENKIEWICZ O C, TAYLOR R L. The finite element method [M]. 5th ed. Oxford; Butterworth-Heinemann, 2000:102-103.

[5] HASSAN G M, MACNISH C, DYSKIN A. Extending digital image correlation to reconstruct displacement and strain fields around discontinuities in geomechanical structures under deformation [C] // 2015 IEEE Winter Conference. San Francisco, United States; IEEE Computer Society, 2015:710-717.

[6] 周延周,朱文卓,董博,等. 树脂基复合材料内部离

- 面位移场和应变场分布的动态测量[J]. 光学精密工程, 2014, 22(12):3217-3224.
- ZHOU Yanzhou, ZHU Wenzhuo, DONG Bo, et al. Dynamic measurement of out-of-plane displacement field and strain field distribution in resin matrix composites [J]. Optical Precision Engineering, 2014, 22(12): 3217-3224. (in Chinese)
- [7] 陈锬, 刘克家, 傅晓强, 等. 材料压缩变形过程中应变场分布的函数表示法[J]. 上海应用技术学院学报, 2013, 13(2): 89-93.
- CHEN Kun, LIU Kejia, FU Xiaoqiang, et al. Functional representation of strain field distribution during compression deformation [J]. Journal of Shanghai Institute of Applied Technology, 2013, 13(2): 89-93. (in Chinese)
- [8] 陈帅. 利用动态位移信息的全场动应变测量方法研究[D]. 合肥:合肥工业大学, 2018.
- [9] HOPF B, KOCH A, ROTHS J. Temperature dependence of glue-induced birefringence in surface-attached FBG strain sensors [J]. Journal of Lightwave Technology, 2016, 34(4):250-257.
- [10] GINU R. Experimental study and analysis of a polymer fiber Bragg grating embedded in a composite material[J]. Journal of Lightwave Technology, 2014, 32(9): 1726-1733.
- [11] DIAMATI K, SOUTIS C. Structural health monitoring techniques for aircraft composite structures [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2010, 46(8):342-352.
- [12] RAHMAN R, WAHYU K, MOHD K. Using embedded fiber Bragg grating (FBG) sensors in smart aircraft structure materials [J]. Procedia Engineering, 2012, 41:600-606.
- [13] KIM H I, KANG L H, HAN J H. Shape estimation with distributed fiber Bragg grating sensors for rotating structures [J]. Smart Materials and Structures, 2011, 20(3): 350-358.
- [14] 李五欠. 基于振型叠加法的柔性结构形态重构研究[D]. 上海:上海大学, 2016.
- [15] 杨坤. 埋植元件的复合材料结构变形监测技术研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学, 2009.
- [16] 姜鑫. 基于模态坐标变换的分布动载荷载识别技术[D]. 南京:南京航空航天大学, 2016.



**第一作者简介:** 司亚文, 男, 1993年11月生, 硕士生。主要研究方向为新型光纤传感技术及其应用。

E-mail: aalvsnjaa@163.com

**通信作者简介:** 曾捷, 男, 1976年10月生, 博士、副教授。主要研究方向为光纤传感技术及其在结构健康监测领域的应用。

E-mail: zj2007@nuaa.edu.cn

## 欢迎订阅《振动、测试与诊断》

《振动、测试与诊断》由工业和信息化部主管, 南京航空航天大学 and 全国高校机械工程测试技术研究会联合主办, 是反映振动、动态测试及故障诊断学科领域的科研成果及其应用情况的技术性刊物。主要刊登国内外以振动测试与故障诊断为中心的动态测试理论、方法和手段的研究及应用方面的技术文献, 包括实验测试技术、测试仪器的研制、方法和系统组成、信号分析、数据处理、参数识别与故障诊断以及有关装置的设计、使用、控制、标定和校准等, 不拘泥于行业和测试项目。

本刊为 EI Compendex 数据库收录期刊和中文核心期刊, 双月刊, 每逢双月末出版, 每本定价 30 元, 全年 180 元。欢迎订阅和投稿, 欢迎在本刊刊登各类广告和科技信息。

编辑部地址: 南京市御道街 29 号 邮政编码: 210016

电话: (025)84893332

传真: (025)84893332 E-mail: qchen@nuaa.edu.cn

网址: <http://zdc.nuaa.edu.cn>

