# 基于三节点逆元法与光纤传感器的 机翼形态重构方法



岳应萍<sup>1</sup>,赵悦琦<sup>1</sup>,曾捷<sup>1</sup>,王志刚<sup>2</sup>,杨字<sup>2</sup>
1.南京航空航天大学 航空航天结构力学及控制全国重点实验室,江苏 南京 210016
2.中国飞机强度研究所,陕西 西安 710065

**摘 要:**基于应变信息的飞机机翼结构形态重构技术,可为"仿生式机翼"的气动外形、气弹特性以及隐身性能控制提供数据支撑。为实现对飞机机翼的变形监测,本文提出一种基于三节点逆有限元法和应变信息采集的形态重构方法,并给出相应的光频域反射型分布式光纤传感器布局形式。首先,建立飞机机翼简化模型,开展基于有限元分析结果的形态重构方法仿真验证。其次,构建基于分布式光纤传感器的机翼简化模型应变监测与形态重构试验系统。研究表明,自然下垂工况下,机翼简化模型形态重构相对误差平均值约为4.01%;弯扭组合工况下,机翼简化模型形态重构相对误差平均值约为6.34%。本文所提方法适用于不同载荷工况下飞机机翼变形监测,能够为可变体机翼形态调控与机载共型天线相位补偿提供帮助。

关键词:逆有限元法; 机翼简化模型; 光频域反射型;分布式光纤传感器; 形态重构

#### 中图分类号:V267

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2024.05.009

飞机在飞行过程中会受到气动载荷作用,严重时遭 遇湍流会使飞机机翼变形过大失稳,最终坠毁<sup>[1-3]</sup>。由于 三节点壳单元适用于大尺寸比薄板结构,本文提出了一 种基于应变函数三节点壳单元逆有限元法的机翼形态重 构方法。

目前,飞机机翼结构变形测量方法主要有激光扫描 测量法、立体视觉测量法等非接触式测量法<sup>[4]</sup>。非接触式 测量设备通常被安装在机翼表面,无疑会对机翼的气动 性能产生影响,增加飞机负载<sup>[5]</sup>。上述方法不仅存在测量 盲区,测量过程繁琐,而且存在易受到工作环境影响等局 限性。相比于非接触式测量法,接触式测量主要是通过 获取被测结构表面应变信息完成变形测量的。分布式光 纤传感器集数据传感和数据传输于一体,具有较高空间 分辨率和更大的动态范围、抗电磁干扰能力强等独特优 点<sup>16</sup>,适用于飞行状态机翼关键部位应变信息采集。将光 纤传感技术和变形重构方法相结合,可以实现机翼变形 姿态监测与反演。

Huang Jisi等<sup>[7]</sup>首次提出模态叠加理论,构建出被测结 构形态一应变转换矩阵,通过简支板静载试验验证了算法 的可行性。但该方法取决于有限元模型准确度和被测结 构材料属性。Albanesi等<sup>[8]</sup>采用300个应变传感器,采集薄 板表面应变信息,通过Ko位移理论对薄板变形进行重构。 但该方法需要考虑载荷条件,只适用于纯弯载荷工况。 2001年 Tessler等<sup>[9]</sup>提出逆有限元法(iFEM),该方法基于 最小二乘方法求解被测结构实测应变与理论应变之间的 误差函数,进而求解出结构的形态信息。Papa等<sup>[10]</sup>选用无 人机系统(UAS)固定翼作为研究对象,获取机翼表面应变 实施响应,再通过逆有限元法实现被测结构形态重构。付

收稿日期: 2023-10-30; 退修日期: 2024-01-11; 录用日期: 2024-03-15

基金项目:国家自然科学基金(52275536,62273179);航空科学基金(20200009023017,20220028052002);直升机旋翼动力学国家级重点实验 室基金(61422202207)

引用格式: Yue Yingping, Zhao Yueqi, Zeng Jie, et al. Reconstruction method of wing shape based on three-node inverse finite element method and optical fiber sensor[J]. Aeronautical Science & Technology, 2024, 35(05):101-109. 岳应萍,赵悦琦,曾捷,等.基于三 节点逆元法与光纤传感器的机翼形态重构方法[J]. 航空科学技术, 2024, 35(05):101-109.

书山等<sup>[11]</sup>针对机翼蒙皮变形动态监测需求,研究了基于三 节点逆有限元法的蒙皮变形重构方法。张科<sup>[12]</sup>针对自适 应变形机翼的主要构型和承力单元鱼骨结构,结合四节点 逆有限元法,提出了结构位移分段叠加逆向有限元变形重 构方法。

逆有限元法只需获取被测结构静态或动态应变响应 信息,无需材料属性、载荷类型等先验知识<sup>[13]</sup>,因此对于 飞行服役工况下的机翼变形重构具有较好的工程适 用性。

基于上述分析,本文提出一种基于三节点壳单元逆 有限元法和分布式光纤传感器的机翼形态重构方法。从 数值仿真与试验两个维度,开展针对相关形态重构算法 的功能验证。

## 1 三节点壳单元逆有限元法形态重构方法

## 1.1 三节点壳单元形函数构建

三节点壳单元形函数采用面积坐标插值求解,该插值 方法建立在面积坐标基础上,利用面积坐标建立子三角形, 如图1所示。





 $A \ B \ C$ 为三角形单元三个顶点,坐标分别为 $(x_a, y_a) \ (x_b, y_b) \ (x_c, y_c), O$ 为单元内任意一点。将点O分别与三个顶点 相连成三个子三角形,面积分别为 $S_A \ S_B \ \pi S_C$ ,三角形单元 面积为 $S_o$ 

三角形单元形函数表达式为[14]

$$\begin{cases} N_{i} = \frac{b_{i}x + a_{i}y + C_{i}}{2S} \\ M_{i} = \frac{N_{i}}{2}(a_{k}N_{j} - a_{j}N_{k}) \\ L_{i} = \frac{N_{i}}{2}(b_{k}N_{j} - b_{j}N_{k}) \end{cases}$$
(1)

其中,a<sub>i</sub>、b<sub>i</sub>和c<sub>i</sub>的具体表达式为

$$\begin{cases} a_i = x_k - x_j \\ b_i = y_j - y_k \\ c_i = x_i y_k - x_k y_i \end{cases}$$
(2)

式中,*i=A,B,C,j=B,C,A,k=C,A,B*。三节点壳单元的三个形 函数并不完全独立,且具有以下约束

$$\sum N_i = 1, \sum M_i = 0, \sum L_i = 0$$
 (3)

## 1.2 三节点壳单元形态向量求解

三节点壳单元内每个节点包括6个自由度,分别为平 动自由度 $u_xv_x\omega$ 及转动自由度 $\theta_x, \theta_y, \theta_z$ 。单元内任意一点 形态分量可表示为<sup>[15]</sup>

$$\begin{cases} u_x(x,y,z) = u + z\theta_y \\ v_y(x,y,z) = v + z\theta_x \\ u_z(x,y,z) = \omega \end{cases}$$
(4)

逆有限元法通过理论应变 ε 与实际应变 ε<sup>e</sup>的最小泛函 来构造误差函数 Φ<sup>[16]</sup>

 $\Phi_{e}^{\lambda}(u) = \|e(u) - e^{\varepsilon}\|^{2} + \|k(u) - k^{\varepsilon}\|^{2} + \lambda \|g(u) - g^{\varepsilon}\|^{2}$ (5) 式中, e(u)为面内拉伸压缩应变分量; k(u)为面内弯曲应变 分量; g(u)为横向剪切应变分量(可忽略);  $\lambda$ 为一个固定值 罚参数<sup>[17]</sup>。

运用三节点逆有限元法进行计算时,需要获取结构上、 下表面同一位置 0°、90°以及 45°方向的应变分量,分别为  $\varepsilon_0, \varepsilon_{90}$ 以及  $\varepsilon_{45}$ ,则被测结构面内拉压应变  $\varepsilon_e$ 、弯曲应变  $\varepsilon_k$ 可表 示为

$$\varepsilon_{e} = \frac{1}{2} \left\{ \begin{bmatrix} \varepsilon_{0}^{+} \\ \varepsilon_{90}^{+} \\ \gamma^{+} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \varepsilon_{0}^{-} \\ \varepsilon_{90}^{-} \\ \gamma^{-} \end{bmatrix} \right\}$$

$$\varepsilon_{k} = \frac{1}{2h} \left\{ \begin{bmatrix} \varepsilon_{0}^{+} \\ \varepsilon_{90}^{+} \\ \gamma^{+} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \varepsilon_{0}^{-} \\ \varepsilon_{90}^{-} \\ \gamma^{-} \end{bmatrix} \right\}$$

$$(6)$$

式中,"+"表示被测结构上表面;"-"表示被测结构下表面;h为结构表面到中性层的距离; $\gamma$ 为切应变;由 $\epsilon_0$ 、 $\epsilon_{90}$ 以及 $\epsilon_{45}$ 求得。

当误差函数 **Φ**取最小值时,认为此时模型最能反映出 结构的变形情况,化简并整理结果为

**K<sup>e</sup>•q<sup>e</sup>=f<sup>e</sup>** (7) 式中,**K<sup>e</sup>**为三角形壳单元的伪刚度矩阵;**f<sup>e</sup>**是三节点壳单元 的伪载荷列阵。代入边界条件对伪刚度矩阵**K<sup>e</sup>**加以修正, 通过求逆便可得到三节点壳单元节点位移矢量**q<sup>e</sup>**。

三节点壳单元对被测结构边界形状的适应性较好,能 够减少离散误差。随着网格逐渐细化,形态重构误差将逐 渐减小。

## 2 机翼简化模型构建与仿真验证

#### 2.1 机翼简化模型构建及网格单元划分

利用仿真软件开展机翼模型有限元数值仿真分析,为 简化计算过程,将机翼结构简化成矩形薄板。矩形薄板长 为700mm,宽为450mm,厚度为1mm,如图2所示。

机翼简化模型材质为结构钢,弹性模量*E*=210GPa,泊 松比μ=0.3。模型边界条件为单边固支,依次在自由端施 加纯弯载荷、纯扭载荷。





利用三节点壳单元将机翼简化模型划分成7×6个网 格单元,如图3所示。设置三条验证路径,分别为路径 ab、路径cd以及路径ef。路径ab上验证点为1#~7#,路径 cd上验证点为15#~21#,路径ef上验证点为36#~42#。图 3中绿色实心圆点表示验证点,红色实心圆点表示传感器 测点。





从仿真结果中提取所有传感器测点处的三向应变值 ε<sub>0</sub>、ε<sub>90</sub>以及ε<sub>45</sub>,代入逆有限元算法,计算1#~42#验证点对应 的变形值。在此基础上,将形态重构结果与作为真值的数 值仿真结果进行对比,验证该算法的可行性。

#### 2.2 纯弯载荷工况形态重构效果仿真验证

机翼简化模型边界条件采用单边固支,自由端施加力 载荷,方向沿z轴正向,大小为1N。纯弯载荷工况下,机翼 简化模型边界条件与载荷条件如图4所示。



图 4 纯弯载荷机翼简化模型边界条件与载荷条件 Fig.4 Boundary conditions and load conditions of simplified wing model under pure bending load

纯弯载荷工况下,机翼简化模型形态仿真云图如图 5所示。从图5中可以看出,沿图示x方向变形量呈线性 变化,机翼自由端处形态变化量最大,幅值约为 14.53mm。



图5 纯弯载荷下机翼简化模型形态仿真云图

Fig.5 The shape simulation cloud diagram of wing simplified model under pure bending load

选取路径 cd 上 15#~21#验证点所对应的形态仿真值作 为真实值,将其与由逆元法重构所得的形态值进行对比 见表1。

从表1可以看出,路径 cd上基于逆有限元法的形态重构相对误差平均值为1.67%,均方根误差约为0.02mm。机

### 表1 路径cd上各验证点形态重构误差情况

 Table 1
 The shape reconstruction error of each verification point on path *cd*

	验证点	15#	16#	17#	18#	19#	20#	21#
	仿真值/mm	0.44	1.63	3.44	5.75	8.45	11.42	14.48
	重构值/mm	0.42	1.58	3.38	5.69	8.38	11.35	14.46
	相对误差/%	4.65	2.67	1.69	1.12	0.79	0.61	0.19

翼固支边处相对误差较大,沿长度方向误差逐渐减小。

#### 2.3 纯扭载荷工况形态重构效果仿真验证

机翼简化模型采用单边固支,自由端两个节点处分别 施加力载荷F<sub>1</sub>和F<sub>2</sub>,大小均为3N。F<sub>1</sub>方向与z轴正向相同, F<sub>2</sub>方向与z轴负向相同。纯扭载荷工况下,机翼简化模型边 界条件与载荷条件如图6所示。



Fig.6 Boundary conditions and load conditions of simplified wing model under pure torsion load

3N 纯扭载荷工况下,机翼简化模型形态仿真云图如图 7 所示。从图7中可以看出,沿图示x方向机翼简化模型变 形量呈反对称分布,最大变形量发生在载荷加载点处,幅值 约为51.74mm。



图7 纯扭载荷下机翼简化模型形态仿真云图

Fig.7 The shape simulation cloud diagram of wing simplified model under pure torsional load

选取路径 ab 上 1#~7#验证点所对应的形态仿真值作为 真实值,将其与由逆有限元法重构得到的形态值进行对比, 具体误差情况见表2。

## 表2 路径ab上各验证点形态重构误差情况

Table 2 The shape reconstruction error of each verification point on path *ab* 

验证点	1#	2#	3#	4#	5#	6#	7#
仿真值/mm	2.96	9.40	17.22	25.62	34.25	42.97	51.74
重构值/mm	2.83	9.28	17.04	25.35	33.88	42.48	51.12
相对误差/%	4.39	1.29	1.06	1.03	1.08	1.13	1.19

从表2可以看出,路径 ab 上基于逆有限元法的形态重 构相对误差平均值为1.59%,均方根误差约为0.14。

选取路径 ef上 36#~42#验证点所对应的形态仿真值作 为真实值,将其与逆有限元法重构所得的形态值进行对比, 具体误差分布见表3。

#### 表3 路径 ef 上各验证点形态重构误差情况

 Table 3
 The shape reconstruction error of each verification point on path *ef*

验证点	36#	37#	38#	39#	40#	41#	42#
仿真值/mm	-2.9	-9.4	-17.2	-25.6	-34.3	-42.9	-51.7
重构值/mm	-2.8	-9.3	-17.0	-25.4	-33.9	-42.5	-51.1
相对误差/%	4.4	1.3	1.1	1.1	1.1	1.1	1.2

从表3可以看出,路径 ef上基于逆有限元法的形态重构相对误差平均值为1.60%,均方根误差约为0.13。

## 3 形态监测与重构实验系统搭建

#### 3.1 机翼简化模型网格单元划分

选取与2.1节相同形状尺寸的铝合金板作为机翼简化模型,开展基于三节点壳单元逆有限元法的形态重构方法试验验证。机翼简化模型尺寸及网格划分方案如图8所示。

将试验所用壁板划分成2×7个三节点单元,选取三条 验证路径,每条路径上设置4个验证点。图8中,红色实心 圆点表示各单元传感器测点位置,绿色星形标志表示验 证点。

#### 3.2 分布式光纤应变传感原理及布局

光频域反射型分布式光纤传感器具有较高的空间分辨 率<sup>[18]</sup>,能够实现高密度应变信息采集。经过光纤耦合器的 光源被分为两束。瑞利散射光与参考光经耦合器作用,产 生拍频信号,光电探测器接收拍频信号后便可得到相关应 变信息<sup>[19]</sup>,如图9所示。

基于逆有限元原理的机翼简化模型光频域反射型 (OFDR)分布式光纤传感器布局方案示意图如图10所示。







图9 OFDR分布式光纤传感器基本原理

Fig.9 The basic principle of OFDR distributed optical fiber sensor



Fig.10 Distributed optical fiber sensor layout scheme for simplified wing model

布局方案包括三条传感通道,通道1所在路径与x方向 平行,用于监测机翼简化模型0°方向应变;通道2所在路径 与y方向平行,用于监测模型90°方向应变;通道3所在路径 与x方向成45°,用于监测模型45°方向应变。

#### 3.3 形态监测与重构实验系统

基于OFDR分布式光纤传感器和逆有限元原理的机翼

简化模型形态监测与重构实验系统如图11所示。

将机翼简化模型单端固支在试验台架上,自由端处采 用顶杆施加载荷,使模型发生弯扭变形。将多普勒激光测 振仪所测形态值作为真实值,与由逆有限元法重构得到的 形态值进行对比。



图 11 机翼简化模型形态监测与重构试验系统 Fig.11 Wing simplified model shape monitoring and reconstruction experimental system

# 4 试验结果与讨论

## 4.1 自由下垂纯弯工况形态重构效果

将机翼简化模型单边固支于试验台架上,结构自由端 不施加任何载荷。机翼简化模型由于自重作用,处于自然 下垂纯弯工况,如图12所示。



图 12 自然下垂试验工况 Fig.12 Natural droop experimental conditions

将 OFDR 分布式光纤传感器监测所得的应变数据代入 逆有限元算法,重构得到自然下垂工况对应的机翼变形重 构云图,如图 13 所示。从图 13 中可以看出,自然下垂工况 下,机翼模型发生纯弯变形。

选取图8所示的三条路径上各验证点对应的形态重构 值,与多普勒激光测振仪实测形态真实值进行对比,结果如



图14所示。

各验证点形态重构相对误差情况如图 15 所示。自然 下垂工况下机翼简化模型形态重构相对误差平均值为 4.01%,均方根误差为1.06。

## 4.2 弯扭组合工况下形态重构效果

将机翼简化模型单边固支于试验台架上,结构自由端



values of wing shape under natural droop conditions





采用顶杆顶起,使其处于弯扭组合工况,如图16所示。

将OFDR分布式光纤传感器监测所得的应变数据代入 逆有限元算法,重构得到弯扭组合工况对应的机翼简化模 型变形云图,如图17所示。

选取图8所示三条路径上各验证点对应的形态重构 值,与多普勒激光测振仪实测形态真实值加以对比,结果如 图18所示。

从图18中可以看出,该试验工况作用下,结构发生明显扭转变形。路径1上最大变形量约为58.51mm,路径2上最大变形量约为65.63mm,路径3上最大变形量约为72.97mm。

弯扭组合工况下各验证点机翼形态重构相对误差如图 19 所示。机翼简化模型形态重构相对误差平均值为 6.34%,均方根误差为0.85。



图 16 弯扭组合试验工况 Fig.16 Bending-torsion combination experimental conditions



图 17 弯扭组合工况机翼形态重构云图





Fig.18 Comparison of measured values and reconstructed values of wing shape under combined bending and torsion conditions

# 5 结论

针对飞机机翼变形监测需求,本文提出一种基于平面 三节点壳单元逆有限元法的形态重构方法。采用光频域反 射型分布式光纤传感器,构建了机翼简化模型形态监测与



Fig.19 The relative error curve of shape reconstruction under combined bending and torsion conditions

重构系统,并在不同载荷工况下验证了该方法的可行性。

研究结果表明,单端固支自然下垂工况下,机翼简化模型形态重构相对误差平均值为4.01%;单端固支弯扭组合工况下,形态重构相对误差平均值为6.34%。

本文所提方法不受有限元模型建模精度的影响,无须 考虑结构材料参数和外界载荷信息,能够获取被测结构近 似全局变形信息,具有较好的工程适用性。

#### 参考文献

- Harnett C K. Flexible circuits with integrated switches for robotic shape sensing[C]. SPIE Commercial Scientific Sensing and Imaging, 2016.
- [2] He Yanlin, Dong Mingli, Sun Guangkai, et al. Shape monitoring of morphing wing using micro optical sensors with different embedded depth[J]. Optical Fiber Technology, 2019, 48:179-185.
- [3] 孙侠生,肖迎春.飞机结构健康监测技术的机遇与挑战[J]. 航 空学报,2014,35(12):3199-3212.

Sun Xiasheng, Xiao Yingchun. Opportunities and challenges of aircraft structural health monitoring technology[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(12): 3199-3212. (in Chinese)

[4] 赵仕伟,阚梓,李道春.柔性后缘可变形机翼气动弹性分析方法研究[J].航空科学技术,2022,33(12):62-69.
 Zhao Shiwei, Kan Zi, Li Daochun. Aeroelastic analysis of

morphing wing with flexible trailing edge[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022,33(12):62-69. (in Chinese)

- [5] Deng Huaxia, Wang Jun, Zhang Jin, et al. A stereovision measurement for large deformation of light structures[J]. Measurement, 2019,136: 387-394.
- [6] Tang Fujian, Zhao Lizhi, Tian Hao, et al. Localization and monitoring of initiation and propagation of corrosion-induced mortar cracking based on OFDR distributed optical fiber sensor
   [J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2021,32(17):1948-1965.
- [7] Huang Jisi, Tang Yang, Li Haichao, et al. Vibration characteristics analysis of composite floating rafts for marine structure based on modal superposition theory[J]. Reviews on Advanced Materials Science, 2021, 60(1):719-730.
- [8] Albanesi A, Bre F, Fachinotti V, et al. Simultaneous ply-order, ply-number and ply-drop optimization of laminate wind turbine blades using the inverse finite element method[J]. Composite Structures,2018,184:894-903.
- [9] Tessler A, Spangler J L. An inverse FEM for application to structrual health monitoring [C].14th US National Congress of Theoretical and Applied Mechanics, 2002.
- [10] Papa U, Russo S, Lamboglia A, et al. Health structure monitoring for the design of an innovative UAS fixed wing through inverse finite element method (iFEM) [J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 69: 439-448.
- [11] 付书山,孙广开,何彦霖,等.基于逆有限元的机翼蒙皮变形 监测方法仿真研究[J].航空制造技术,2022,65(6):107-114.
  Fu Shushan, Sun Guangkai, He Yanlin, et al. Simulation study on wing skin deformation monitoring based on inverse finite element method[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2022, 65(6): 107-114.(in Chinese)

- [12] 张科.基于逆向有限元法的结构变形重构方法研究[D].南京:南京航空航天大学,2020.
  Zhang Ke. Research on structural deformation reconstruction method based on reverse finite element method [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020. (in Chinese)
- [13] Giosuè B, Zanotti L F, Antonella C, et al. Structural health monitoring through vibration-based approaches[J]. Shock and Vibration, 2019, 2019: 1-5.
- [14] Kefal A, Tessler A, Oterkus E. An enhanced inverse finite element method for displacement and stress monitoring of multilayered composite and sandwich structures[J]. Composite Structures, 2017, 179:514-540.
- [15] Adnan K, Mehmet Y. Modeling of sensor placement strategy for shape sensing and structural health monitoring of a wingshaped sandwich panel using inverse finite element method[J]. Sensors, 2017, 17(12):2775.
- [16] Kefal A, Mayang B J, Oterkus E, et al. Three dimensional shape and stress monitoring of bulk carriers based on iFEM methodology[J]. Ocean Engineering, 2018,147: 256-267.
- [17] Kefal A, Oterkus E. Displacement and stress monitoring of a Panamax containership using inverse finite element method[J]. Ocean Engineering, 2016, 119:16-29.
- [18] Zhao Lizhi, Tang Fujian, Li Hongnan, et al. Characterization of OFDR distributed optical fiber for crack monitoring considering fiber-coating interfacial slip[J]. Structural Health Monitoring, 2023,22(1):180-200.
- [19] Sabrina A M A B. Structural health monitoring using a new type of distributed fiber optic smart textiles in combination with optical frequency domain reflectometry (OFDR): Taking a pedestrian bridge as case study[J]. Sensors, 2023, 23(3): 1591.

#### 109

# Reconstruction Method of Wing Shape Based on Three-node Inverse Finite Element Method and Optical Fiber Sensor

Yue Yingping<sup>1</sup>, Zhao Yueqi<sup>1</sup>, Zeng Jie<sup>1</sup>, Wang Zhigang<sup>2</sup>, Yang Yu<sup>2</sup>

1. State Key Laboratory of Mechanics and Control for Aerospace Structures, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China

2. Aircraft Strength Research Institute of China, Xi' an 710065, China

**Abstract:** The shape reconstruction technology of aircraft wing structure based on strain information can provide data support for the aerodynamic shape, aeroelastic characteristics and stealth performance control of 'bionic wing'. In order to realize the deformation monitoring of aircraft wings, this paper proposes a morphological reconstruction method based on three-node inverse finite element method and strain information acquisition, and gives the corresponding layout form of optical frequency domain reflective(OFDR) distributed optical fiber sensor. Firstly, a simplified model of aircraft wing is constructed, and the simulation verification of morphological reconstruction method based on finite element analysis results is carried out. Secondly, an experimental system for strain monitoring and shape reconstruction of simplified wing model based on distributed optical fiber sensor is constructed. The results show that the average relative error of the shape reconstruction of the simplified wing model is about 6.34%. Therefore, the method proposed in this paper is suitable for aircraft wing deformation monitoring under different load conditions, which can provide help for morphing wing shape control and airborne conformal antenna phase compensation.

**Key Words:** inverse finite element method; simplified wing model; OFDR; distributed optical fiber sensor; morphological reconstruction

Received: 2023-10-30; Revised: 2024-01-11; Accepted: 2024-03-15

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (52275536, 62273179); Aeronautical Science Foundation of China (20200009023017, 20220028052002); Helicopter Rotor Dynamics National Key Laboratory Fundation( 61422202207)