

DOI: 10.19650/j.cnki.cjsi.J2310996

变构型飞行器蒙皮多维大尺度变形重构方法*

王元锋^{1,2}, 何彦霖^{1,2}, 周康鹏^{2,3}, 祝连庆^{1,2}

(1. 北京信息科技大学光电测试技术与仪器教育部重点实验室 北京 100016; 2. 北京信息科技大学光纤传感与系统北京实验室 北京 100192; 3. 天津大学精密仪器与光电子工程学院 天津 300072)

摘要:变构型飞行器在执行不同飞行任务时会大尺度地改变机翼结构和蒙皮形状,蒙皮多维大尺度的变形重构是变形飞行器研究中的难点。本文针对这一问题,提出一种基于多芯光纤传感的变形飞行器蒙皮变形形状重构方法。该方法基于多芯光纤光栅应变传感原理,利用传感器上的多个光栅传感点,建立光栅波长漂移和曲率之间的转换关系,实现三维曲线重构。此外,为了重构变构型飞行器多维大尺度变形下的形状,本文研究了将重构曲线转化为飞行器机翼的展开角和翻转角,并结合两个角度和飞行器机翼的长宽等固有参数,通过拟合插值将两个角度变化引起的变形连续化,实现了柔性蒙皮多维大尺度变形重构。同时,本文为了减小温度造成的误差,利用多芯光纤中间纤芯不受拉伸和压缩、只受温度影响的特点,将中间纤芯与旁轴纤芯的中心波长漂移量做差,实现温度解耦。为了验证本文变形重构方法的有效性,对飞行器蒙皮多种不同情况下的变形进行了实验测试,并将形变重构结果与视觉测量进行了对比。研究结果表明,飞行器蒙皮多维大尺度变形重构的平均误差为7 mm,变形角度重构的平均误差为3.6%,可以实现变构型飞行器蒙皮多维大尺度变形重构,该方法在航空航天器等结构变形监测领域具有良好的应用前景。

关键词: 变形飞行器; 光纤布拉格光栅; 柔性蒙皮; 多维大尺度变形重构

中图分类号: TH253 TH73 **文献标识码:** A **国家标准学科分类代码:** 535.10

Variant aircraft skin multidimensional large-scale deformation reconstruction method

Wang Yuanfeng^{1,2}, He Yanlin^{1,2}, Zhou Kangpeng^{2,3}, Zhu Lianqing^{1,2}

(1. Key Laboratory of the Ministry of Education for Optoelectronic Measurement Technology and Instrument, Beijing Information Science and Technology University, Beijing 100016, China; 2. Beijing Laboratory of Optical Fiber Sensing and System, Beijing Information Science and Technology University, Beijing 100192, China; 3. School of Precision Instrument and Opto-Electronics Engineering, Tianjin University, Tianjin 300072, China)

Abstract: The variant aircraft will change the wing structure and skin shape on a large scale when performing different flight tasks. The large-scale deformation reconstruction of the skin multi-dimensional is a difficult point in the research of deformed aircraft. To solve this problem, this article proposes a deformed shape reconstruction method for the deformed aircraft skin based on multi-core optical fiber sensing. Based on the principle of multi-core fiber grating strain sensing, this method uses multiple grating sensing points on the sensor to establish the conversion relationship between grating wavelength drift and curvature, which realizes three-dimensional curve reconstruction. In addition, to reconstruct the shape under the multi-dimensional large-scale deformation of the variable configuration aircraft, this article studies the transformation of the reconstruction curve into the unfolding angle and flip angle of the aircraft wing, and combines the inherent parameters such as the two angles and the length and width of the aircraft wing, and continuously integrates the deformation caused by the change of the two angles by fitting the interpolation, so as to realize the multi-dimensional large-scale deformation reconstruction of flexible skin. Meanwhile, to reduce the error caused by temperature, this article uses the characteristics that the intermediate fiber core of multi-core fiber is not stretched and compressed, and is only affected by temperature, and the center

收稿日期: 2023-01-18 Received Date: 2023-01-18

* 基金项目: 北京市教委科技计划重点项目(KZ201911232044)资助

wavelength drift of the intermediate fiber core and the side shaft core is differentiated, so as to realize temperature decoupling. To evaluate the effectiveness of the proposed deformation reconstruction method, the deformation of the aircraft skin under different conditions is experimentally tested, and the deformation reconstruction results are compared with visual measurements. The results show that the average error of multi-dimensional large-scale deformation reconstruction of aircraft skin is 7 mm, and the average error of deformation angle reconstruction is 3.6%, which can realize multi-dimensional large-scale deformation reconstruction of modified configuration aircraft, and this method has good application prospects in the field of structural deformation monitoring such as aerospace vehicles.

Keywords: deformation aircraft; fiber Bragg gratings; flexible skinning; multi-dimensional large-scale deformation reconstruction

0 引言

高超声速变形飞行器是一种大空域、高超声速的新型飞行器,可改变外部形态以调整其气动外形,具有多维大尺度自适应变形的能力^[1-3]。变形飞行器通过局部或者整体的变形实现单一飞行器执行多种任务,同时提高了对环境和任务的适应能力,已经成为了下一代飞行器研究的热点方向。传统固定外形飞行器的刚性蒙皮无法实现飞行器改变结构的同时做出相应的调整和变形。因此,新型的柔性蒙皮是变形飞行器研发的关键。柔性蒙皮在不同飞行工况下会发生多维度大尺度的变形,为了让飞行器蒙皮变形到最佳形态以获得特定环境下的最佳空气动力学特性,需要根据飞行器飞行工况对蒙皮形状变化进行实时感知与监测。通过对飞行器的变形进行监测并及时获得蒙皮的形态,从而对飞行器进行有效的控制^[4-5]。

变形飞行器的柔性蒙皮不仅要求质量轻、强度大、可以承受和传递载荷,同时还要求具有足够的光滑连续性和超弹性形变,以满足变形需求。由于材料的多维大尺度变形特性,这种蒙皮对形态感知器件的性能要求是比较高的。针对柔性蒙皮变形监测,通常采用的测量方法分为两类:一类是利用相机或扫描器等外部设施远距离测量,另一类是将传感器嵌入被测物进行接触式测量。摄像法等远距离测量方法存在测量困难、过程复杂、精度低等诸多局限性,不适用于飞行器的监测^[5-7]。而在接触式测量法中,光纤布拉格光栅(fiber Bragg grating, FBG)传感器具有独特的优势,相比于传统传感器,极大的减小了尺寸与重量,并且具有很强的抗电磁干扰能力,能够在相对恶劣的环境下工作^[8]。并且容易组成分布式测量网络,大量节约了成本,具有相当大的潜力,特别适用于航空航天领域的变形监测,被广泛用于飞行器的健康检测领域。

国外学者在光纤光栅飞行器蒙皮变形监测方面已经展开了一系列的研究。2016年,密西西比州立大学的Nicolas等^[9]通过在碳纤维复合材料机翼表面布设FBG传感网络,对机翼施加静态集中载荷和分布载荷,获得记忆的形状和表面载荷分布。2017年,Ciminello等^[10]利用多芯光纤传感方法开发了一种结构形状测量系统。

Jenett等^[11]在机翼地面载荷试验中,利用光纤布拉格光栅传感器阵列进行了全尺度机翼弯曲和扭曲状态的测量。2019年Wada等^[12]将分布式光纤传感技术应用于喷气式客机机翼应变监测上,但没有对机翼进行重构。2022年,Souza等^[13]使用光纤光栅串对悬臂梁进行了二维重构。

除了国外学者取得的进展,国内众多学者也展开了深入的研究。中国航天空气动力技术研究所的王寅等^[14]通过在机翼梁上布设FBG传感器,结合ko位移理论,获得机翼弯曲、扭转等信息来监测无人机机翼变形。2019年,北京信息科技大学张雄雄等^[15]针对变体飞行器机翼外形监测,提出一种柔性蒙皮形状光纤传感方法,实验结果误差小于4.62%,2020年,南京航空航天大学张科等^[16]教授团队利用分布式FBG传感网络对变形机翼的变形进行了重构,平均误差不超过1.73cm。于惠勇等^[17]利用光纤对可变弯度机翼后缘形态进行重构,重构相对误差约为6.39%。北京科技大学Wang等^[18]针对四边形弹性薄板大扰度变形进行重构,重构的平均误差为4.9%。

但是由于光纤轴向变形较小,目前对变形率超过100%的大尺度变形重构的研究较少,并且现有的研究大多只针对一个维度的变形重构,对多维度的变形重构研究不足。针对这些问题,本文通过研究多芯光纤应变传感的特点,并结合本文研究的变构型飞行器的变形特点,提出一种基于多芯光纤的飞行器柔性蒙皮多维大尺度变形重构方法。通过研究多芯光纤应变传感特性,利用三维空间曲线的重构,实现了机翼多个维度变形角度的测量,以及柔性蒙皮的大尺度变形重构。本文搭建了柔性蒙皮多维大尺度变形实验平台,并根据实验数据重构了多种情况下柔性蒙皮的大尺度变形,同时对重构方法进行了误差分析,验证了多维大尺度变形重构方法的准确性。

1 理论分析

1.1 变体飞行器结构

本文所研究的变构型飞行器变形机翼总体结构包括4个部分:金属框架、金属机翼前摆杆前边梁、电动缸以及连杆机构。变形机构的动力由小型伺服电机提供,两

侧电动缸收缩, 带动摇杆以及连杆摆动, 实现变形机翼的变形动作。变构型飞行器机翼结构图如图 1 所示。

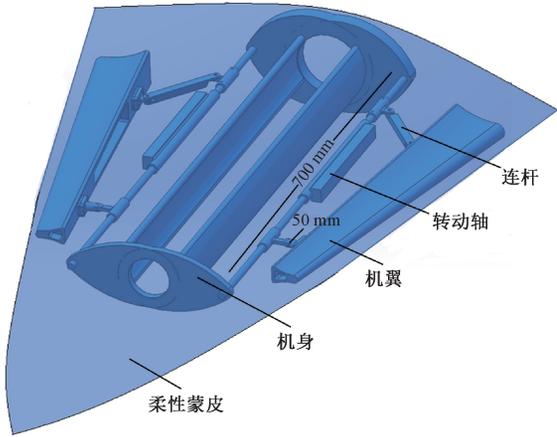


图 1 变构型飞行器结构

Fig. 1 Structural diagram of the variant aircraft

机翼的变形包括两个自由度, 一个自由度为伺服电机驱动, 依靠转动轴实现机翼的上下翻转; 另一个自由度为依靠连杆实现机翼的展开与闭合, 两个变形自由度相互独立, 变形过程连续。变构型飞行器机翼翻转以及展开动作如图 2 所示。

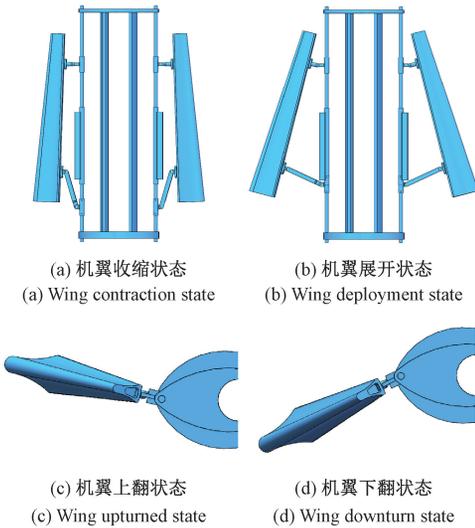


图 2 机翼的展开和翻转

Fig. 2 Wings unfold and flip

1.2 传感器布设

将飞行器机翼变形的两个自由度分解为机翼的展开角 α 和翻转角 β , 使用多芯光纤传感器来测量计算这两个角度以及蒙皮的变形。多芯光纤传感器布设如图 3 所示。

虚线为光纤传感器, 以机翼转动轴为 x 轴, 水平垂直方向为 y 轴, 高度方向为 z 轴, 机翼通过展开使光纤光栅

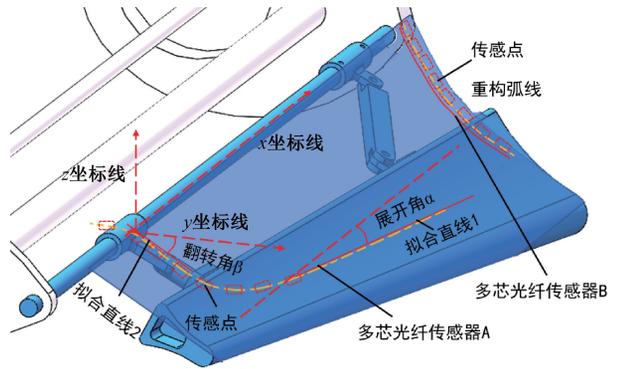


图 3 光纤传感器的布设

Fig. 3 Layout of the fiber optic sensor

传感器 A 产生展开角 α , 通过翻转在 $y-z$ 平面产生翻转角 β , B 传感器跟随蒙皮变形。

1.3 基于曲率的三维重构方法

对于光纤入射光线, 符合 Bragg 条件的光将被反射, 不满足条件的光则会透射, 如图 4 所示。

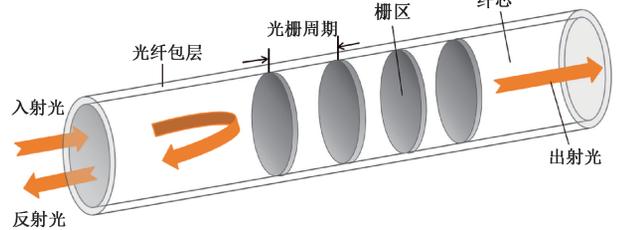


图 4 FBG 传感原理

Fig. 4 FBG sensing principle

其中, Bragg 条件为:

$$\lambda_B = 2n_{eff}\Lambda \tag{1}$$

式中: λ_B 为 FBG 反射光的中心波长, n_{eff} 为有效折射率, Λ 为光栅周期。当 n_{eff} 和 Λ 发生变化, 光纤的中心波长也会发生变化。

当被测结构发生形变产生应变时, 粘贴在表面的 FBG 传感器也发生相应的形变, 从而引起了光纤中心波长的漂移。

$$\frac{\Delta\lambda_B}{\lambda_B} = (1 - P_e)\epsilon \tag{2}$$

式中: $\Delta\lambda_B$ 表示反射光中心波长漂移量, ϵ 表示轴向应变, P_e 表示有效弹光系数。当 FBG 固定在弹性材料上进行应变测量时, 材料发生变形, 光栅随之发生变形弯曲产生波长漂移。本文采用七纤芯光纤光栅, 假设光纤在变形的时候, 忽略扭转的影响, 只考虑光纤发生的轴向弯曲, 则光纤的应变与旁轴纤芯到中性轴之间的距离关系为:

$$\epsilon_x = \frac{ds - dl}{dl} = \frac{(\rho + \delta)d\theta - \rho d\theta}{\rho d\theta} = \frac{\delta}{\rho} = k\delta \tag{3}$$

其中, k 为曲率, ρ 为曲率半径, δ 为旁轴纤芯到中性轴的距离。示意图如图 5 所示。

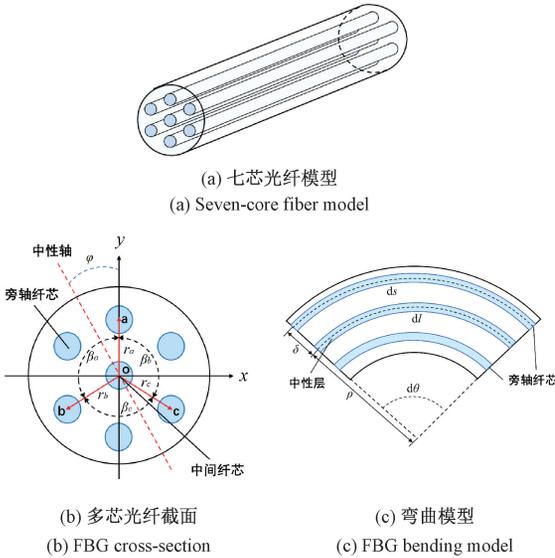


图 5 多芯光纤横截面及纯弯曲模型

Fig. 5 Multicore fiber cross-section and pure bending model

纤芯 a 与中性轴的夹角为 φ , 可以用来表示曲率的弯曲方向; 旁轴纤芯 a, b, c 之间的夹角 $\beta_a, \beta_b, \beta_c$ 均为 120° , r_a, r_b, r_c 为旁轴纤芯到中间纤芯的距离, 且 r_a, r_b, r_c 相等。在任意位置的 3 个纤芯的应变方程组可以表示为:

$$\begin{aligned} E_a &= kr \cos\left(\varphi - \frac{\pi}{2}\right) + E_0 \\ E_b &= kr \cos\left(\varphi + \frac{\pi}{6}\right) + E_0 \\ E_c &= -kr \cos\left(\varphi - \frac{\pi}{6}\right) + E_0 \end{aligned} \quad (4)$$

由上式可以推导出曲率 k :

$$k = \frac{E_b - E_c}{\sqrt{3}rcos\left(\frac{\pi}{6} + \text{atan}\left(-\sqrt{3}\left(\frac{E_a - E_b}{2E_c - E_a - E_b}\right)\right)\right)} \quad (5)$$

引入运动坐标系的概念, 光纤发生纯弯曲变形时, 测点指向下一个测点的切线方向为 Z_N 轴正方向, 与曲率 k 重合的方向为 X_N 的方向, 则右手螺旋定则判断 Y_N 轴正方向, Y_N 轴在中性轴上。坐标系如图 6 所示。

假设第 i 点曲率大小为 k_i , 且 $k_i \neq 0$ 时, 曲率半径大小为 ρ_i , 曲率方向与 X_i 轴正方向夹角为 φ_i , 已知两个点之间弧线段长度为 ds , 每段圆弧对应的圆心角可以表示为:

$$\theta_i = \frac{ds}{\rho_i} \quad (6)$$

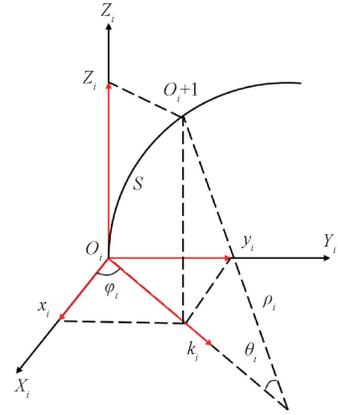


图 6 蒙皮变形体坐标系

Fig. 6 Skinned deformed coordinate system

记 $i+1$ 点在 O_i 坐标系下的坐标为 $\{x_{i+1}, y_{i+1}, z_{i+1}\}$, 可以推算出 $i+1$ 点坐标的表达式:

$$\begin{aligned} X_{i+1} &= \rho_i(1 - \cos\theta_i) \cos\varphi_i \\ Y_{i+1} &= \rho_i(1 - \cos\theta_i) \sin\varphi_i \\ Z_{i+1} &= \rho_i \sin\theta_i \end{aligned} \quad (7)$$

三维空间上相邻坐标之间存在转换关系, 通过转换矩阵, 可将 O_{i+1} 坐标轴转换至 O_i 点坐标系。设 t_{i+1} 为 O_{i+1} 坐标轴转换至 O_i 点的转换矩阵, O_{i+1} 坐标轴与 O_i 坐标轴关系为:

$$O_i = t_{i+1}^{-1} \cdot O_{i+1} (i = 0, 1, \dots, n-1) \quad (8)$$

从 O_i 节点坐标系转换到 O_0 坐标系的递推矩阵为 T_i , 即:

$$O_0 = T_i \cdot O_i (i = 1, 2, 3, \dots, n) \quad (9)$$

因此, T_i 与 t_{i+1} 的关系为:

$$T_{i+1} = T_i \cdot t_{i+1}^{-1} (i = 1, 2, 3, \dots, n-1) \quad (10)$$

其中, T_1 为单位矩阵。因此, 空间中全部点在 O_0 节点坐标系下的坐标为:

$$\begin{bmatrix} X_i \\ Y_i \\ Z_i \\ 1 \end{bmatrix} = T_i \cdot \begin{bmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \\ 1 \end{bmatrix} (i = 1, 2, 3, \dots, n) \quad (11)$$

至此, $i = 1, 2, \dots, n$ 个离散空间坐标系中曲线段的点坐标依次换算到 O_0 节点坐标系中。

节点坐标系与全局坐标系之间存在转化关系, 坐标系转换目的是为了求全部点在全局坐标系下的坐标。基于上述过程, 可以将空间全部点坐标转移到全局坐标系下, 从而进行空间曲线拟合重构, 实现三维曲线的重构。

1.4 变形角度计算和温度解耦

本文所研究的变体飞行器机翼蒙皮变形重构问题, 可以看作是拥有两个角度变化的空间三维曲面的重构问题。针对此类曲面重构问题, 结合图 3 传感器的布设方

案,可以将曲面重构的变形分解为机翼展开角 α 和翻转角 β 所产生的变形。

利用最小二重拟合算法计算出 A 传感器重构图像的拟合直线 1 和拟合直线 2,直线 1 在展开面中的曲率为 k_1 ,直线 2 在 $y-z$ 平面的曲率为 k_2 ,则根据三角函数可得展开角为:

$$\begin{aligned}\alpha &= \tan^{-1} k_1 \\ \beta &= \tan^{-1} k_2\end{aligned}\quad (12)$$

利用计算得到的展开角和翻转角,结合飞行器机翼的固有尺寸和参数,可以得到机翼传感器上测点的空间位置,机翼上测点坐标与展开角 α 和翻转角 β 的关系为:

$$\begin{aligned}x' &= -x \\ y' &= -(\tan \alpha \cdot L_2 + L_1) \cdot \cos \beta \\ z' &= -(\tan \alpha \cdot L_2 + L_1) \cdot \sin \beta\end{aligned}\quad (13)$$

其中, x' 、 y' 、 z' 为测点坐标, L_1 为机翼前端的固定宽度, L_2 为转动轴的固定长度。得到测点坐标后再将多芯光纤传感器的重构曲线经过插值拟合,最后实现三维曲面的重构。

根据多芯光纤的结构可知,多芯光纤的中间纤芯处于中性层,在光纤弯曲过程中既不发生拉伸变形也不发生压缩变形。多芯光纤的波长不会受到拉伸或压缩应变的影响,而只会收到温度变化的影响,可用于测量温度的变化。多芯光纤中间纤芯的中心波长漂移量 $\Delta\lambda_{B1}$ 与温度 ΔT 的关系为:

$$\Delta\lambda_{B1} = k_T \cdot \Delta T \quad (14)$$

式中: k_T 为传感器温度灵敏度。在多芯和单芯光纤组合传感网络中,除多芯光纤中间纤芯外,多芯光纤其余各旁轴纤芯以及单芯光纤同时收到温度环境和应变的影响,以其中一个多芯光纤旁轴纤芯为例可得:

$$\Delta\lambda_{B2} = k_\varepsilon \cdot \Delta\varepsilon + k_T \cdot \Delta T \quad (15)$$

式中: $\Delta\lambda_{B2}$ 为旁轴纤芯的中心波长漂移量, k_ε 为传感器应变灵敏度, $\Delta\varepsilon$ 为传感器感知的应变变化量。将中间纤芯与旁轴纤芯的中心波长漂移量做差如式(16)所示,可以实现多芯光纤传感器对温度载荷的解耦。

$$\begin{aligned}\Delta T &= \frac{\Delta\lambda_{B1}}{k_T} \\ \Delta\varepsilon &= \frac{\Delta\lambda_{B2} - \Delta\lambda_{B1}}{k_\varepsilon}\end{aligned}\quad (16)$$

2 实验系统

为了验证本文的重构方法的有效性,本文设计并搭建了飞行器柔性蒙皮大尺度变形重构的实验平台。该系统包括变构型飞行器机翼、硅胶柔性蒙皮、两根多芯光纤光栅传感器、扇入扇出装置、多通道 FBG 解调仪以及上位机波长采集软件。

变构型飞行器及机翼上覆盖有柔性硅胶蒙皮,可随机翼一起大尺度变形。采用 Ecoflex Dragon Skin 型号硅胶,硅胶 A、B 溶液 1:1 在常温下充分均匀混合注入模具中,静置直至蒙皮固化成型,整体厚度为 2 mm。

两根多芯光纤光栅传感器用黄色套管保护,并用 Kapton 胶带固定在柔性蒙皮上,多芯光纤传感器总长度为 120 cm,共设有 8 个 FBG 传感点,每个传感点的栅区长度为 6 mm,各传感点之间的间隔为 20 mm。将多芯光纤传感器耦合至扇入扇出装置,扇入扇出装置的多路传感信号与光纤光栅解调仪连接,将 FBG 的中心波长传输至上位机,由上位机中的 LabVIEW 可视化程序进行 FBG 中心波长的数据采集,实验系统如图 7 所示。

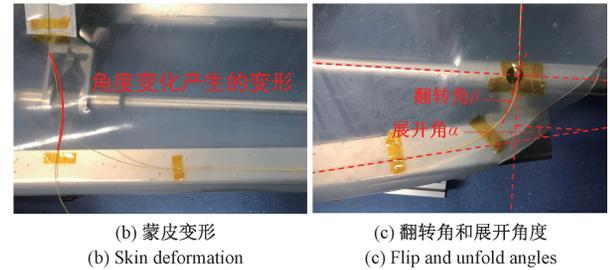
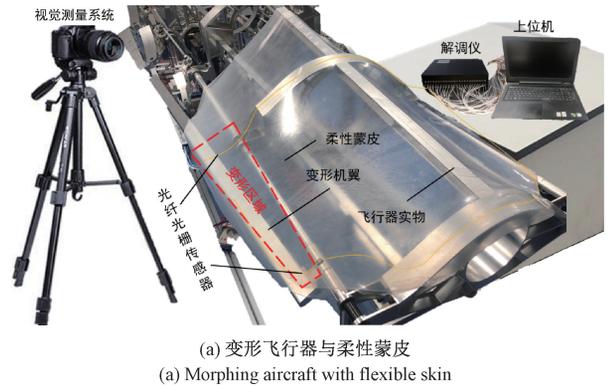


图 7 飞行器蒙皮变形重构实验系统

Fig. 7 Experimental system for reconstructing aircraft skin deformation

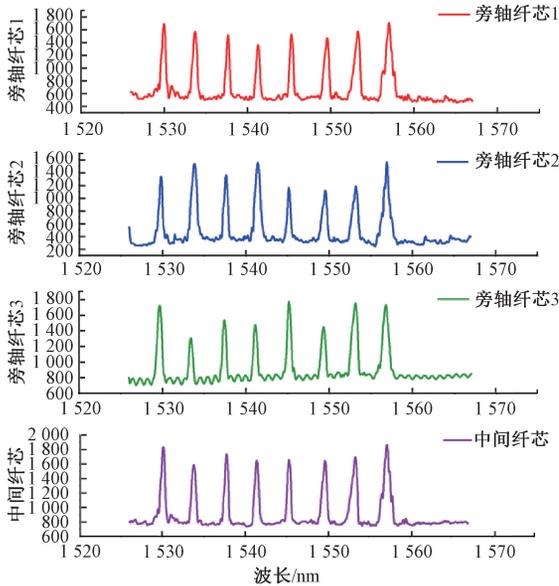
将多芯光纤传感器沿直线放置,使用解调仪和上位机测量 FBG 传感器的基准中心波长,得到 FBG 传感器的中心波长如表 1 所示,同时上位机采集多芯光纤不同纤芯光谱如图 8 所示。

为了验证重构结果的准确性,实验平台采用高精度数字摄像测量系统对机翼变形过程进行测量。摄影测量系统的型号为 Nikon x2d,定位精确度为 0.1 mm,快门速率为 10 Hz,快门时间为 30 μ s,可以精确的测量静态和动态条件下机翼上柔性蒙皮表面,将测量数据通过 MATLAB 处理,绘制出不同程度变形下的柔性蒙皮三维图像。

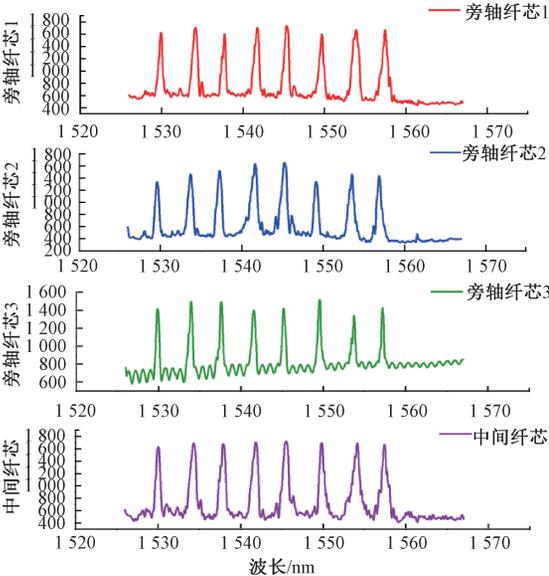
表1 多芯光纤栅区中心波长

Table 1 Multicore fiber gate center wavelength nm

光纤栅区	旁轴纤芯 1	旁轴纤芯 1	旁轴纤芯 1	中间纤芯
栅区 1	1 530.936 8	1 530.753 0	1 530.664 0	1 531.072 1
栅区 2	1 534.704 5	1 534.755 9	1 534.406 0	1 534.785 5
栅区 3	1 538.665 4	1 538.570 0	1 538.418 5	1 538.763 6
栅区 4	1 542.274 9	1 542.408 3	1 542.120 2	1 542.414 0
栅区 5	1 546.294 0	1 546.169 8	1 546.178 8	1 546.335 6
栅区 6	1 550.553 0	1 550.439 7	1 550.284 8	1 550.675 3
栅区 7	1 554.229 2	1 554.100 6	1 554.011 7	1 554.295 4
栅区 8	1 557.974 2	1 557.919 2	1 557.716 5	1 558.190 1



(a) 多芯光纤1光谱
(a) Multicore fiber 1 spectrum



(b) 多芯光纤2光谱
(b) Multicore fiber 2 spectrum

图8 多芯光纤光谱

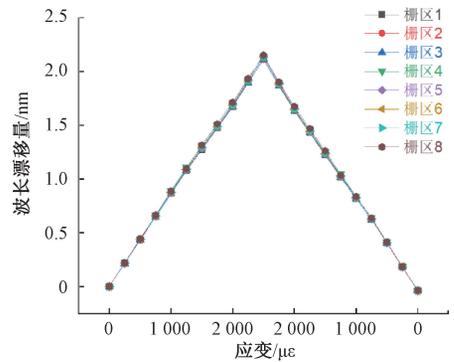
Fig. 8 Multicore fiber spectrum

3 传感器标定

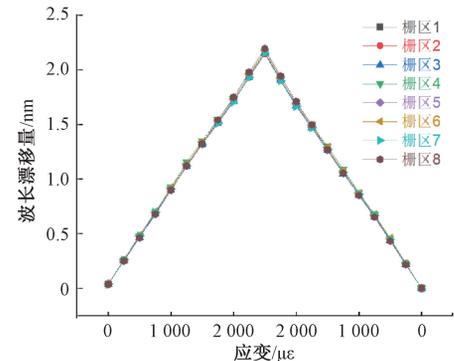
3.1 应变灵敏度的标定

在进行重构实验之前,为了保证实验的精度,需要对光纤传感器的应变灵敏度进行标定。本文使用的应变灵敏度标定实验系统由多芯光纤传感器、光学位移平台、解调仪和波长采集上位机构成。首先将位移平台固定在实验平台上,将FBG传感器两端固定在位移平台的夹具上,通过在位移平台上施加一定的预紧力使光纤保持绷直状态。通过旋钮施加水平方向的位移产生不同长度的伸长量。多芯光纤连接多通道解调仪,并通过上位机来采集传感器不同纤芯的中心波长。

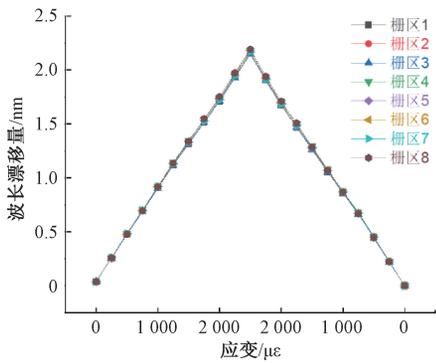
应变表示光纤产生的变形量与光纤原始长度的比值,即 $\varepsilon = \Delta L / L$ 。多芯光纤的初始长度为 200 mm,每根光纤上共有 8 个栅区。每一次拉伸光纤在水平方向上的伸长量为 0.05 mm,对应光纤的应变为 250 $\mu\varepsilon$,共拉伸 10 次,对应的总应变量为 2 500 $\mu\varepsilon$ 。当多芯光纤传感器的拉伸量达到最大时,进行逐级的卸载实验 1 次。重复标定实验 3 次。通过上位机采集 FBG 上传感点的中心波长,计算相对应的中心波长漂移量。多芯光纤各纤芯拉伸实验的波长漂移曲线如图 9 所示。



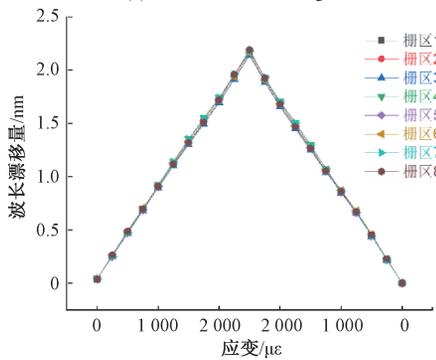
(a) 纤芯1应变-波长漂移
(a) Core 1 strain-wavelength drift



(b) 纤芯2应变-波长漂移
(b) Core 2 strain-wavelength drift



(c) 纤芯3应变-波长漂移
(c) Core 3 strain-wavelength drift



(d) 中间纤芯应变-波长漂移
(d) Intermediate core strain-wavelength drift

图 9 多芯光纤应变-波长漂移实验中心波长曲线
Fig. 9 Wavelength curve of the strain-wavelength drift experiment center of multicore fiber

计算得到的多芯光纤 8 个不同测点的应变线性度如表 2 所示, 3 根旁轴纤芯和中间纤芯的应变灵敏度均方差为 3.19×10^{-5} 、 4.76×10^{-5} 、 3.86×10^{-5} 、 5.15×10^{-5} , 平均线性度分别为 0.999 8、0.999 7、0.999 7、0.999 6, 结果表明本实验所采用的多芯光纤传感器具有良好的应变灵敏度, 线性度较好, 可满足实验要求。

表 2 多芯光纤不同纤芯应变线性度

Table 2 Multicore fibers have different core strain linearities

纤芯	传感点							
	1	2	3	4	5	6	7	8
Core1	0.85	0.85	0.85	0.85	0.86	0.85	0.85	0.86
Core2	0.86	0.86	0.86	0.87	0.87	0.87	0.86	0.88
Core3	0.86	0.86	0.86	0.87	0.87	0.87	0.87	0.88
Core4	0.86	0.87	0.86	0.87	0.87	0.87	0.87	0.87

3.2 FBG 传感器曲率重构标定

使用光纤光栅传感器对如下图所示曲率标定装置进行形状传感。FBG 传感器沿曲率块的不同曲率槽放置并分别进行形状传感, 曲率槽的曲率为标准曲率。记录不

同曲率状态下的传感器中心波长漂移量。多芯光纤曲线重构误差如表 3 所示, 曲线重构图像与标准曲率块对比如图 10 所示。

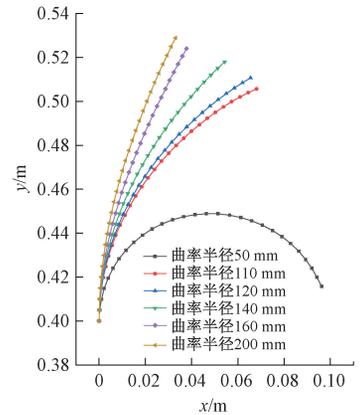
表 3 多芯光纤曲线重构误差

Table 3 Multicore fiber curve reconstruction error

曲率半径/mm	50	110	120	140	160	200
重构曲率误差/%	3.7	3.9	3.8	4.2	4.6	5.2



(a) 标准曲率块实物图
(a) Curvature block image



(b) 曲线重构图像
(b) Curve reconstruction image

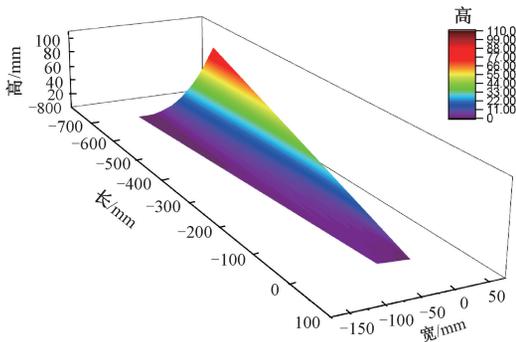
图 10 不同曲率的曲线重构图像
Fig. 10 Curve reconstruction image with different curvatures

由表 3 可知, 实验采用的多芯光纤形状重构算法能够有效的对标准曲率块进行形状重构, 在重构不同曲率的曲线时, 曲率重构最大误差不超过 5.2%, 重构误差较小, 基本满足重构实验的需求。实验数据同时表明, 随着曲率半径的增大、曲率减小, 曲线重构的平均误差也会增大, 即基于曲率的重构算法在曲率较大时的重构精度较好。

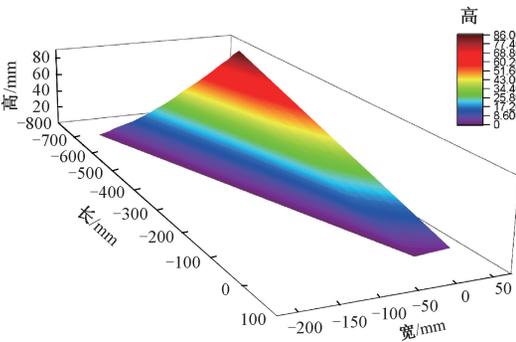
4 柔性蒙皮变形重构实验

为了验证多芯光纤传感器用于柔性蒙皮多维大尺度变形重构的可行性, 实验对不同变形状态的机翼蒙皮进行了变形重构。在整个变形过程中, 机翼闭合时的最小展开角度为 4° , 最大展开角度为 11° ; 机翼绕转动轴的最大向上翻转角度为 3° , 最大向下翻转角度为 15° 。实验对最大、最小翻转角, 最大、最小展开角状态下的 4 种蒙皮变形进行了重构, 重构图像如图 11 所示。

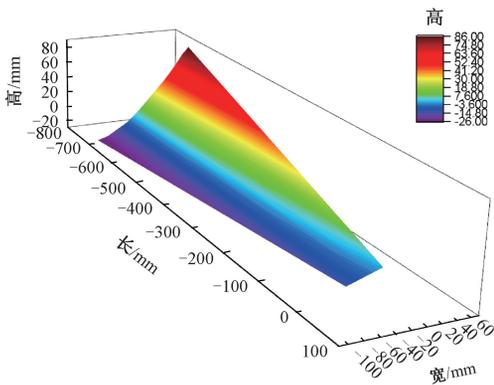
为了验证图 11 光纤光栅形状重构结果的准确性, 将 4 种变形的重构数据与高精度摄像测量系统所拍摄的图像对照, 并对光纤传感器测点位置进行误差分析。



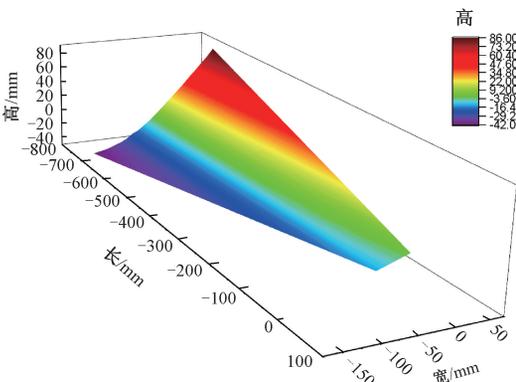
(a) 翻转 3° 展开 4°
(a) Flip 3° and unfold 4°



(b) 翻转 3° 展开 11°
(b) Flip 3° and unfold 11°



(c) 翻转 15° 展开 4°
(c) Flip 15° and unfold 4°



(d) 翻转 15° 展开 11°
(d) Flip 15° and unfold 11°

图 11 4 种蒙皮变形重构结果

实验结果证明多芯光纤传感三维重构数据与视觉测量结果高度吻合。重构系统所得到的蒙皮空间与视觉测量结果平均误差为 7 mm, 重构的展开角度和反转角度与视觉测量的平均误差为 3.6%, 重构误差较小, 证明重构方法的准确性较高。

5 结 论

本文针对变构型飞行器蒙皮的多维大尺度变形监测需求, 提出了一种基于多芯光纤传感温度补偿的多维大尺度变形重构方法。

首先基于多芯光纤光栅应变传感原理, 利用传感器上的多个光栅传感点, 建立了光栅波长漂移和曲率之间的转换关系。接着, 研究了基于最小二乘拟合直线和三角函数的机翼运动角度计算方法, 并结合机翼运动角度和其长宽高等固有参数, 实现了蒙皮变形重构的连续化。此外, 为了减小温度对飞行器形变传感精度的影响, 本文通过分析中间纤芯受温度影响的特性, 研究建立了基于中间纤芯与旁轴纤芯中心波长漂移量差值的温度解耦方法, 减小温度为形变重构精度的影响, 实现了柔性蒙皮多维大尺度变形的重构。实验结果表明本文所提出重构方法的平均误差为 7 mm, 角度重构平均误差为 3.6%。

本文所提出的光纤传感形变重构方法在变体飞行器柔性蒙皮变形监测领域有良好的应用前景。

参考文献

- [1] 王欣. 热冲击作用下含缺陷超高温陶瓷结构的损伤行为数值模拟[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2011.
WANG X. Numerical simulation on damage evolution of ultra high temperature ceramics with micro crack under thermal shock condition[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2011.
- [2] 马婧雪. 含安全边界的 TBCC 组合发动机控制研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2018.
MA J X. Control study for over-under TBCC engine with safety boundaries [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2018.
- [3] NICOLAS M J, SULLIVAN R W, RICHARDS W L. Large scale applications using FBG sensors; Determination of in-flight loads and shape of a composite aircraft wing[J]. Aerospace, 2016, 3(3): 18-32.
- [4] BANG H, SHIN H, JU Y. Structural health monitoring of a composite wind turbine blade using fiber Bragg grating sensors[C]. Sensors and Smart Structures Technologies for Civil, Mechanical, and Aerospace Systems, 2010.
- [5] 张钰珏. 基于光纤光栅传感网络的变形监测研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
ZHANG Y J. Research on the deformation monitoring

- based on fiber Bragg grating [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016.
- [6] 曲道明, 孙广开, 李红, 等. 变形机翼柔性蒙皮形状光纤传感及重构方法[J]. 仪器仪表学报, 2018, 39(1): 144-151.
- QU D M, SUN G K, LI H, et al. Optical fiber sensing and reconstruction method for morphing wing flexible skin shape[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2018, 39(1):144-151.
- [7] WADA D, HIROTAKA I, MASATO T, et al. Flight demonstration of aircraft fuselage and bulkhead monitoring using optical fiber distributed sensing system [J]. Smart Materials and Structures, 2018, 27: 025014.
- [8] 张俊康, 孙广开, 李红, 等. 变形机翼薄膜蒙皮形状监测光纤传感方法研究[J]. 仪器仪表学, 2018, 39(2):66-72.
- ZHANG J K, SUN G K, LI H, et al. Optical fiber shape sensing of polyimide skin for flexible morphing wing[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2018, 39(2): 66-72.
- [9] NICOLAS M J, SULLIVAN R W, RICHARDS W L. Large scale applications using FBG sensors; Determination of in-flight loads and shape of a composite aircraft wing[J]. Aerospace, 2016, 3(3):18.
- [10] CIMINELLO M, FENZA A D, DIMINO I, et al. Skin-spar failure detection of a composite winglet using FBG sensors[J]. Archive of Mechanical Engineering, 2017, DOI:10.1515/meceng-2017-0017.
- [11] JENETT B, CALISCH S, CELLUCCI D, et al. Digital morphing wing: Active wing shaping concept using composite lattice-based cellular structures [J]. Soft Robotics, 2017, 4(1): 33-48.
- [12] WADA D, HIROTAKA I, MASATO T, et al. Flight demonstration of aircraft wing monitoring using optical fiber distributed sensing system [J]. Smart Materials and Structures, 2019, 28: 055007.
- [13] SOUZA E A, MACEDO L C, FRIZERA A, et al. Fiber Bragg grating array for shape reconstruction in structural elements[J]. Sensors, 2022, DOI:10.3390/S22176545.
- [14] 王寅, 朱振宇, 陈志平, 等. 一种适于柔性无人机机翼形变的测试方法[J]. 计算机测量与控制, 2012, 20(11):2894-2896.
- WANG Y, ZHU ZH Y, CHEN ZH P, et al. A method of wing shape predictions for highly flexible UAVS [J]. Computer Measurement and Control, 2012, 20(11): 2894-2896.
- [15] 张雄雄, 宋言明, 孟凡勇, 等. 变体飞行器柔性复合蒙皮植入式光纤形状传感[J]. 红外与激光工程, 2019, 48(6):393-400.
- ZHANG X X, SONG Y M, MENG F Y, et al. Flexible composite skin embedded optical fiber shape sensing for variant aircraft [J]. Infrared and Laser Engineering, 2019, 48(6):393-400.
- [16] 张科, 袁慎芳, 任元强, 等. 基于逆向有限元法的变形机翼鱼骨的变形重构[J]. 航空学报, 2020, 41(8): 223617.
- ZHANG K, YUAN SH F, REN Y Q, et al. Shape reconstruction of self-adaptive morphing wings' fishbone based on inverse finite element method [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(8): 223617.
- [17] 于惠勇, 李华峰, 曾捷, 等. 可变弯度机翼后缘形态重构光纤监测技术[J]. 航空学报, 2020, 41(10): 223808.
- YU H Y, LI H F, ZENG J, et al. Monitoring technique for shape reconstruction of variable camber trailing edge based on optical fiber sensors[J]. Acta Aeronautica ET Astronautica Sinica, 2020, 41(10): 223808.
- [18] WANG W R, LU Y, ZHAO D Z, et al. Research on large deflection deformation reconstruction of elastic thin plate based on strain monitoring [J]. Measurement, January 2020, DOI:10.1016/j.measurement.2019.107000.

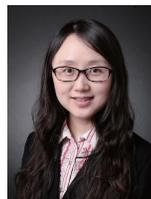
作者简介



王元锋, 2019年于武汉大学, 获得学士学位, 现为北京信息科技大学硕士研究生, 主要研究方向为光纤传感及其应用。

E-mail: 934830995@qq.com

Wang Yuanfeng received his B. Sc. degree from Wuhan University in 2019. He is currently a master student at Beijing Information Science and Technology University. His main research interests include fiber optic sensing and its application.



何彦霖(通信作者), 2011年于兰州交通大学获得工学学士和文学学士(双学位), 2018年于北京理工大学获得博士学位, 现为北京信息科技大学副教授、硕士生导师, 主要研究方向为光纤传感及其应用、智能材料微型机器人等。

E-mail: heyianlin@bistu.edu.cn

He Yanlin (Corresponding author) received her B. Sc. degree from Lanzhou Jiaotong University in 2011, and received her Ph. D. degree from Beijing Institute of Technology in 2018. She is currently an associate professor and a master advisor at Beijing Information Science and Technology University. Her main research interests include optical fiber sensing and its application, intelligent material micro robot, etc.