

DOI:10.19651/j.cnki.emt.2518722

基于数字散斑图像的应变测试技术

李盘文

(中国飞行试验研究院 西安 710089)

摘要: 传统接触式应变片在航空结构测试等场景中存在易引入干扰、无法实现全场测量等局限性。为克服这些挑战,本文研究并实现了一种基于数字散斑图像技术的非接触、全场应变测量方法。采用双目立体视觉系统,对表面制备了随机散斑图案的等强度梁试件,在 $-20\text{ N} \sim +20\text{ N}$ 的载荷下采集图像。通过数字图像算法计算试件表面的位移场,进而获得指定区域的平均轴向应变。将数字散斑图像测量结果与粘贴在同一试件相同区域的电阻式应变片测量系统(全桥配置)的测量结果及理论计算应变值进行了系统性对比分析。结果表明:在 $\pm 176\text{ }\mu\epsilon$ 范围内,数字散斑图像测量系统的平均测量误差相比与应变片测量系统降低了5.3%;此外,通过对测量数据进行线性拟合分析,数字散斑图像测量系统在灵敏度和零点稳定性方面均展现出一定优势,其应变随载荷变化的曲线更接近线性关系且无零点偏移。

关键词: 数字散斑图像;应变测量;应变片;非接触测量;双目立体视觉

中图分类号: TN915.41 文献标识码: A 国家标准学科分类代码: 590.5020

Strain measurement technique based on digital speckle images

Li Panwen

(Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract: Traditional contact strain gauges present limitations in applications such as aerospace structure testing, including susceptibility to introducing interference and lacking full-field measurement capability. To overcome these challenges, this paper studies and implements a non-contact, full-field strain measurement method based on digital speckle image technology. A stereo vision system was used to collect images of an equal-strength beam specimen with a random speckle pattern prepared on its surface, under loads ranging from -20 N to $+20\text{ N}$. By employing a digital image correlation algorithm to calculate the displacement field of the specimen surface, the average axial strain in a specified area was subsequently obtained. The digital speckle image measurement results were systematically compared and analyzed with the measurement results from a resistance strain gauge system (full-bridge configuration) attached to the same area of the same specimen, as well as theoretical calculated values. Results show that within the range of $\pm 176\text{ }\mu\epsilon$, the average measurement error of the digital speckle image measurement system was reduced by 5.3% compared to the strain gauge measurement system. Furthermore, through linear fitting analysis of the measurement data, the digital speckle image measurement system exhibited certain advantages in terms of sensitivity and zero stability; its strain-vs-load curve was closer to an ideal linear relationship and showed no zero offset.

Keywords: digital speckle images; strain measurement; strain gauge; non-contact measurement; stereo vision

0 引言

应变是评估飞机结构强度、耐久性和整体健康状况的关键参数,准确可靠的应变测试对于验证结构设计、确保飞行安全至关重要^[1-3]。目前,工程中最常用的应变测试技术仍然是基于电阻式应变片的接触式测量。然而,其测量结果的准确性高度依赖于应变片的安装位置、粘贴胶层的性

能与工艺稳定性以及环境温度补偿的有效性,这些因素都可能引入不可忽视的测量误差^[4-5];其次,对于具有复杂曲面、结构不连续区域或关键应力集中区域(如机翼根部、机身开孔边缘等)的构件,应变片的物理粘贴本身可能对局部应力场产生干扰,影响测量真实性^[6-7];此外,应变片只能提供离散点位的应变信息,难以捕捉整体或关键区域的复杂应变分布,即无法实现全场测量。

针对上述应变片测量技术的局限性,研究人员积极探索新型应变传感与测试技术。例如,李猛等^[8]针对飞机结构健康监测需求,优化了基于应变片传感器的高精度数据采集系统;张振华等^[9]利用光纤布拉格光栅传感器构建了分布式应变采集系统,并在地面试验和飞行试验中验证了其在±5 000 με量程内达到0.5%F.S.的精度,捕捉到了机翼颤振的动态应变;Iadicicco等^[10]应用光纤布拉格光栅监测飞机起落架复合材料支柱的应变,结果与数值模拟吻合良好。此外,压电式传感器^[11]、声发射、应变片融合监测^[12]以及激光测距^[13]等非接触方法也被尝试应用于结构变形或应变相关信息的获取。然而,这些技术仍存在一定的不足:光纤布拉格光栅和压电传感器本质上仍是点式或准分布式测量,难以实现高密度全场覆盖;激光测距等光学方法虽然非接触,但在精度、多点同步性和对表面特性的敏感度方面仍面临挑战。因此,研究一种能够同时满足非接触、全场测量需求的应变测试技术,尤其对于复杂航空结构的应变参数分析,仍具有重要的研究价值。

鉴于此,本文研究了一种基于数字散斑图像的全场、非接触式应变测试方法。该方法利用双目立体视觉系统,通过对比如分析结构表面在不同载荷状态下采集的高分辨率散斑图像,运用数字图像算法追踪像素子区的位移,从而计算出被测物体表面的位移场和应变场^[14-17]。相较于传统应变片测量方法,数字图像方法的核心优势在于其非接触特性、全场测量能力以及对复杂形貌的适应性。本文旨在通过设计的对比实验,将数字散斑图像测量结果与粘贴在同一位置的传统应变片测量结果进行比对分析,定量评估数字散斑图像方法在测量误差、灵敏度和零点稳定性等关键性能指标上的表现。

1 数字散斑图像测试系统设计

1.1 数字散斑图像应变测试原理

基于数字图像相关原理,数字散斑测试系统通过追踪并匹配试件表面散斑图案在不同变形状态(载荷)下的图像特征,精确计算图像中各点的位移矢量场。如图1所示,本系统定义未施加载荷状态下的散斑图像为参考图像,施加载荷变形后的散斑图像为变形图像或匹配图像。具体计算流程通常包括以下步骤:首先,在参考图像中选取待测点(x_i, y_i)为中心的一个正方形(或矩形)区域作为参考子区,其灰度分布函数表示为 $f(x_i, y_i)$ 。随后,在变形图像中搜索与该参考子区最相似的区域,确定其中心坐标(x'_i, y'_i),该区域即为变形子区,其灰度分布函数记为 $g(x'_i, y'_i)$ 。

基于数字图像相关原理,设参考图像(未变形状态)的灰度分布函数为 $f(x_i, y_i)$,变形后的图像灰度分布函数为 $g(x'_i, y'_i)$ 。假设子区内的变形可以用一阶仿射变换近似,则映射函数可定义为:

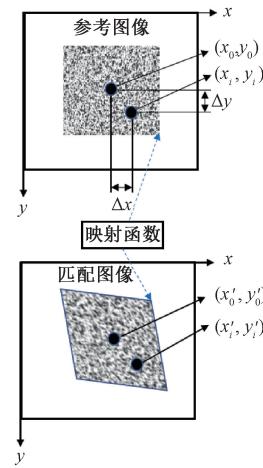


图1 参考图像与变形(匹配)图像中的子区示意图

Fig. 1 Schematic diagram of the subregions in the reference image and deformed (matched) image

$$\begin{cases} x'_i = x_i + u(x_i, y_i) + \frac{\partial u}{\partial x} \Delta x + \frac{\partial u}{\partial y} \Delta y \\ y'_i = y_i + v(x_i, y_i) + \frac{\partial v}{\partial x} \Delta x + \frac{\partial v}{\partial y} \Delta y \end{cases} \quad (1)$$

其中, $u(x_i, y_i), v(x_i, y_i)$ 为平移位移分量, $\partial u / \partial x, \partial u / \partial y, \partial v / \partial x, \partial v / \partial y$ 为一阶应变分量。 (x_0, y_0) 表示图像的中心位置, Δx 与 Δy 分别为 (x_i, y_i) 与 (x_0, y_0) 在 x, y 方向上的距离。

定义灰度残差平方和误差函数:

$$\epsilon = \sum [f(x, y) - g(x + u, y + v) - \delta u g_x - \delta v g_y]^2 \quad (2)$$

将其表示为矩阵形式:

$$\begin{bmatrix} \sum g_x^2 & \sum g_x g_y \\ \sum g_x g_y & \sum g_y^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta u \\ \delta v \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sum (f - g) g_x \\ \sum (f - g) g_y \end{bmatrix} \quad (3)$$

通过克莱姆法则求解得到亚像素修正量:

$$\begin{aligned} \delta u &= \frac{\sum (f - g) g_x \cdot \sum g_y^2 - \sum (f - g) g_y \cdot \sum g_x g_y}{\sum g_x^2 \sum g_y^2 - (\sum g_x g_y)^2} \\ \delta v &= \frac{\sum (f - g) g_y \cdot \sum g_x^2 - \sum (f - g) g_x \cdot \sum g_x g_y}{\sum g_x^2 \sum g_y^2 - (\sum g_x g_y)^2} \end{aligned} \quad (4)$$

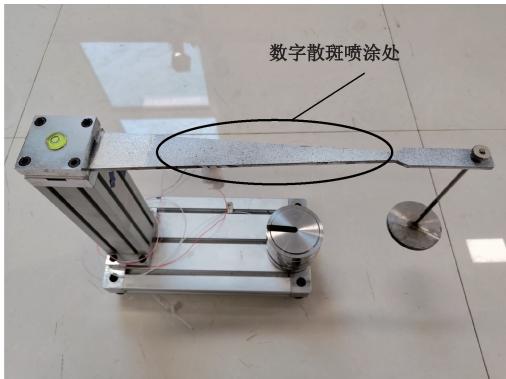
迭代更新位移量: $u_{k+1} = u_{k+\delta u}, v_{k+1} = v_{k+\delta v}$,直至收敛(当位移增量足够小,如 $\|\delta u\| + \|\delta v\| < 10^{-3}$ pixel),最终通过位移场即可计算应变。

1.2 基于数字散斑图像的应变测试系统

数字散斑图像测试系统利用双目立体视觉技术,通过同步拍摄被测物表面在不同载荷下的图像,重建其三维形貌,并利用数字散斑图像算法追踪表面特征点的位移,进而计算出物体的全场应变。

进行数字图像测量前,通常需要对被测物表面进行预

处理,以形成对比度良好、随机分布且尺寸适宜的散斑图案。这是因为数字图像算法依赖于追踪图像子区内独特的灰度分布特征,散斑的质量直接影响测量精度。常用的方法是在试件表面先喷涂一层均匀的白底漆,待干燥后再随机喷涂黑色斑点,确保散斑点大小适中且分布均匀。图 2 展示了本实验所用的等强度梁试件(型号 ZK-1,秦皇岛市智科电子有限公司),其表面已按要求制备了散斑图案。选用等强度梁的目的是在悬臂加载时,其上表面特定区域能够产生近似均匀变化的轴向应变,便于与理论值及点式应变片传感器进行比较。



(a) 表面喷涂散斑图案的等强度梁试件

(a) Equal-strength beam specimens with surface sprayed scatter pattern

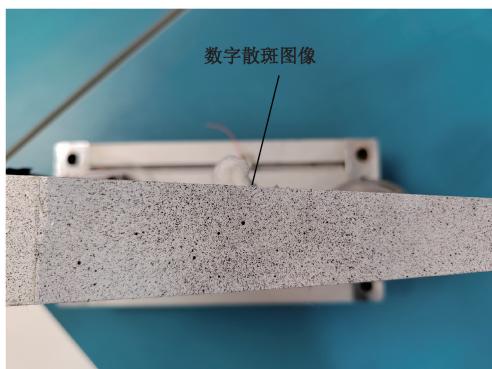
(b) 放大的数字散斑图像
(b) Magnified digital scattering image

图 2 被测物表面数字散斑图像制备

Fig. 2 Preparation of digital scattering image of the measured object surface

理论上,悬臂等强度梁表面某位置 X 处的轴向应变 U 与施加的载荷 G 之间的关系可以通过材料力学公式计算:

$$U = \frac{G \times X}{Z \times E} \quad (5)$$

$$Z = \frac{bh^2}{6} \quad (6)$$

其中, G 为悬臂端施加的载荷(单位为 N), X 为载荷作用点到计算截面的力臂长度(单位为 mm), Z 为抗弯断面模量(单位为 mm^3), E 为材料的弹性模量(单位为 Mpa), b 为宽度(单位为 mm), h 为厚度(单位为 mm)。通过加载不

同重量的砝码可以改变载荷 G ,使悬臂梁表面产生不同程度的变形。通过式(5)与(6)计算,每增加一个砝码等强度梁受到 5 N 的载荷以及 44 $\mu\epsilon$ 的轴向应变。

数字散斑图像测试技术是一种基于视觉的非接触光学测量方法。如图 3 所示,本实验采用的数字散斑测试系统(型号为 XT-12 M)主要由以下部分构成:两个高分辨率数字相机(分辨率:4 096 px \times 3 000 px),两个定焦镜头,两个 LED 光源(提供均匀且稳定的照明,避免阴影和反光,功率为 20 W/个),相机固定横梁及稳固的三脚架(保证系统在测量过程中的几何稳定性),同步控制器(确保双相机曝光采集的精确同步,误差小于 1 μs),高性能计算机(用于图像采集控制、数据存储、数字图像计算与分析),配套的数字图像分析软件(提供相机标定、图像处理、相关计算等功能)。



图 3 数字散斑图像测试系统的硬件构成

Fig. 3 Hardware composition of digital scattering image test system

2 应变片测试系统设计

2.1 应变片测试系统原理

在应变测量系统中,全桥差动电路是一种常用的信号采集方式。该电路由四片应变片组成一个惠斯通电桥。在初始状态下,假设每片应变片的标称电阻均为 R ,并为电桥提供一个稳定的激励电压 V_{in} 。

当被测结构受到外力作用时,粘贴在其上的应变片会随之发生微小形变,导致其电阻值发生变化。在设计的全桥差动配置中(例如,用于测量机翼弯曲应变),通常两片应变片承受拉伸应变,其电阻值增大 ΔR ,变为 $R + \Delta R$;另外两片相对位置的应变片承受压缩应变,其电阻值减小 ΔR ,变为 $R - \Delta R$ 。

这种对称性的、差动式的电阻变化打破了电桥的平衡状态,从而在电桥的输出端产生一个与应变成比例的差分输出电压 V_{out} 。

$$V_{out} = V_{in} \times \Delta R / R \quad (7)$$

随后,采集器板卡对应变片传感器输出的电压信号实施采集与实时处理,通过集成的高精度模数转换器实现信

号数字化转换。经编码的数字化信号通过高速数据总线传输至采集器主机进行缓存与封装,数据包经标准化接口传输至计算机系统后,上位机依托专用分析软件完成数据处理,最终将应变信号精准量化为数字码值。

2.2 应变片测试系统

本文采用粘贴式应变片对被测物体的应变参数进行测量。应变测试系统的构成如图 4 所示,其核心组件包括:BQ200 型电阻式应变片传感器(规格为 8.3 mm × 4.7 mm),KAM500 型数据采集仪主机,KAD/ADC/109 型数据采集卡,以及用于数据处理与显示的笔记本电脑。应变片被精确敷设于等强度梁的测量点,随后依次接入机载数据采集板卡、机载采集器主机、机载数据记录器,并最终与笔记本电脑相连,构建起完整的应变信号采集与分析系统。

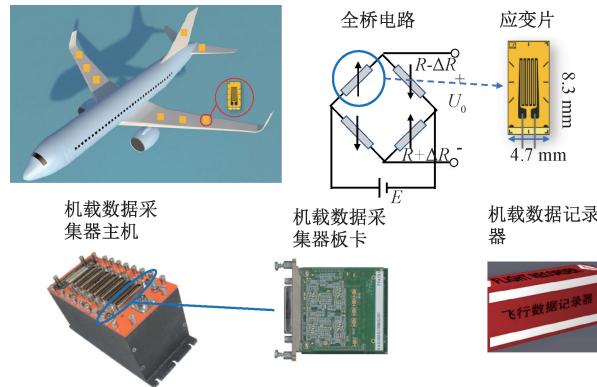


图 4 应变片测试系统的硬件构成

Fig. 4 Hardware composition of strain gauge test system

3 实验结果及分析

3.1 数字散斑测试系统实验结果

相机标定是利用数字散斑进行应变测量的先决条件。本系统标定流程如下:首先,使用一块具有精确已知特征点间距的标定板(板上对角线标识点之间的距离为 165 mm)作为物理尺度参考。其次,采用双目相机设置,从不同方位角同步拍摄标定板图像(如图 5(a)所示),获取其空间信息。通过图像处理算法识别并计算出标定板上各标识点的三维坐标。相机标定是后续三维重建与变形计算的基础,其目标是精确求解相机的内部参数(如焦距、畸变系数等)和外部参数(相机间的相对位置姿态)。图 5(b)展示了标定结果,所有标识点均被成功识别并精确标记,这表明相机标定过程已成功完成。

相机标定完成后,需将被测等强度梁精确放置于双目相机的公共视场中心,确保两个相机均能清晰捕捉到梁的表面特征。随后,在等强度梁表面具有随机散斑图案的区域上定义一个“计算域”。如图 5(c)所示,该区域即为后续进行位移和应变计算的有效范围。接着,在计算域内指定一个或多个“种子点”,系统将以此为起点,自动执行图像相关匹配算法,追踪散斑点的运动,从而计算出全场位移。最

后,在计算域内沿特定方向定义了一条长度为 112 mm 的虚拟“截线”。通过配套的分析软件,可以提取并分析该截线在不同载荷等级下的位移变化情况。

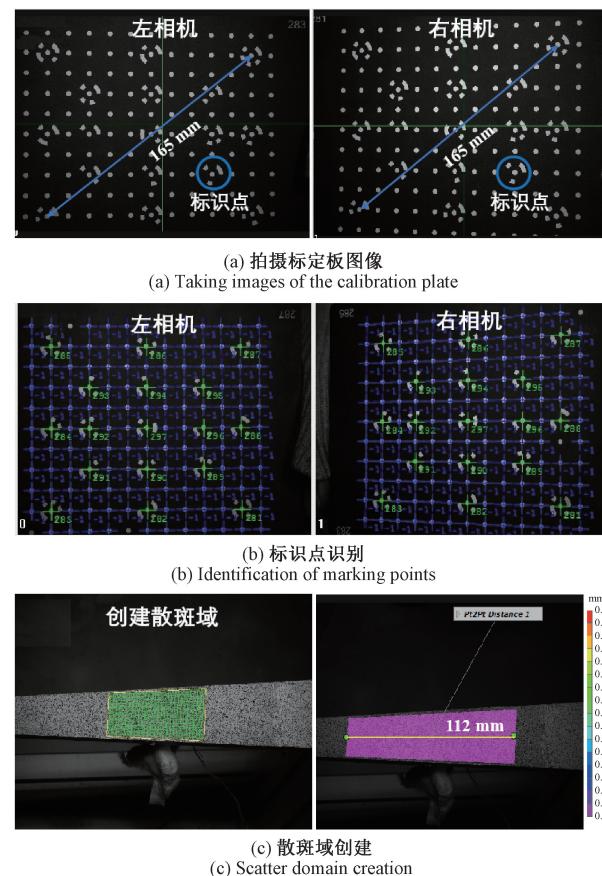


图 5 数字散斑图像测试流程

Fig. 5 Flow of digital scattering image testing

测试完成后,需要对获取的数据进行应变分析。图 6(a)展示了散斑区域的三维模型视图,其中不同的颜色直观地表示了各散斑点相对于其初始位置的位移大小。基于该散斑区域的三维变形数据,可以计算得到相应的应变。针对不同载荷工况,沿图 5(c)中定义的截线进行了位移分析,分析结果如图 6(b)所示。

轴向应变的计算采用式(8):

$$\xi = \frac{\Delta L}{L_0} \times 10^6 \quad (8)$$

其中, ξ 为轴向应变, ΔL 为试样在外加载荷作用下产生的轴向位移(单位为 mm), L_0 表示为应变计算的参考长度, L_0 为 112 mm。表 1 汇总了在不同载荷工况下,通过上述公式计算所得的理论应变、实测位移以及由此计算出的轴向应变结果。

3.2 应变片测试系统实验结果

机载数据采集器采用单通道模式工作。对应变片测试系统进行编程后,建立了应变测量值 ξ_{sg} 与采集器输出码值 M 之间的线性关系,如式 (9) 所示。

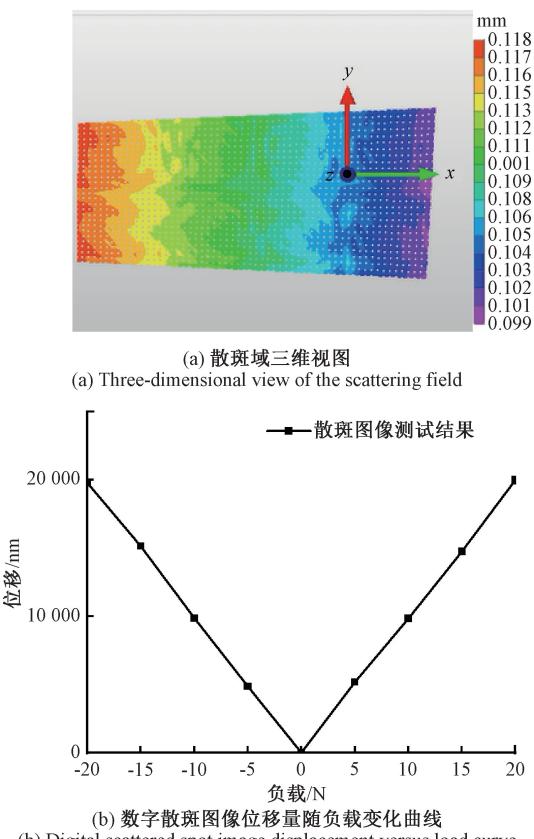


图 6 数字散斑图像测试结果

Fig. 6 Digital scattering image test results

表 1 不同负载下的数字散斑测试结果

Table 1 Digital scattering test results under different loads

载荷/ N	理论应变值/ $\mu\epsilon$	位移量/ mm	散斑图像轴向 应变/ $\mu\epsilon$
-20	-176	0.019 8	-175.16
-15	-132	0.015 1	-133.96
-10	-88	0.009 9	-87.30
-5	-44	0.004 9	-43.02
0	0	0.000 0	0
5	44	0.005 2	45.75
10	88	0.009 8	87.09
15	132	0.014 8	130.60
20	176	0.020 0	177.05

$$M = 32.77\xi_{sg} + 5767 \quad (9)$$

其中, ξ_{sg} 为应变值(单位为 $\mu\epsilon$), M 为码值。完成采集器程序编写后, 对整个应变测试系统进行了通电调试与测试, 以确保系统运行稳定且采集数据满足实验要求。表 2 展示了不同载荷下的应变片测试结果, 其中包含了应变片直接输出的码值。利用式(9), 可将码值转换为相应的测量轴向应变值。

表 2 不同载荷下的应变片测试结果

Table 2 Strain gauge test results under different loads

载荷/ N	理论轴向 应变/ $\mu\epsilon$	应变片测试 系统码值	应变片测试 系统轴向应变/ $\mu\epsilon$
-20	-176	68	-173.92
-15	-132	1475	-130.96
-10	-88	2910	-87.18
-5	-44	4363	-42.85
0	0	5808	1.25
5	44	7236	44.81
10	88	8683	88.98
15	132	10120	132.84
20	176	11571	177.12

3.3 实验结果分析

在不同载荷条件下, 将数字散斑测试系统与应变片测试系统的测量结果进行对比分析。数字散斑测试系统的平均测量误差为 $1.06 \mu\epsilon$ (每个测量点的误差分别为 $0.84 \mu\epsilon$ 、 $1.96 \mu\epsilon$ 、 $0.70 \mu\epsilon$ 、 $0.98 \mu\epsilon$ 、 0 、 $1.75 \mu\epsilon$ 、 $0.91 \mu\epsilon$ 、 $1.40 \mu\epsilon$ 、 $1.05 \mu\epsilon$), 低于应变片测试系统的 $1.12 \mu\epsilon$ (每个测量点的误差分别为 $2.08 \mu\epsilon$ 、 $1.04 \mu\epsilon$ 、 $0.82 \mu\epsilon$ 、 $1.15 \mu\epsilon$ 、 $1.25 \mu\epsilon$ 、 $0.81 \mu\epsilon$ 、 $0.98 \mu\epsilon$ 、 $0.84 \mu\epsilon$ 、 $1.12 \mu\epsilon$)。相较于应变片法, 数字散斑法的平均测量误差降低了约 5.3%。

通过观察表 1 和表 2 的实验数据可知, 两种方法测得的应变值与施加载荷之间并非严格的线性关系。因此, 采用最小二乘法对两组数据分别进行线性拟合, 以更准确地评估其输入输出特性。

其中, α_i 是第 i 个数据点的负载值, β_i 是其对应的轴向应变值, $i=1, 2, 3, 4, \dots, n$, n 为数据点的数量, $n=9$ 。要拟合的直线可以表示为 $y_j = A_j x_i + B_j$, $j=1, 2$ 。当 $j=1$ 时表示数字散斑测试系统, $j=2$ 时表示应变片测试系统。其中 A_j 为斜率(表示测试系统的灵敏度), B_j 为截距(表示测试系统的零点偏移), A_j 和 B_j 的计算公式如下:

$$A_j = \frac{\left(\sum_{i=1}^n \alpha_i \times \beta_i \right) - n \times \left(\sum_{i=1}^n \alpha_i / n \right) \left(\sum_{i=1}^n \beta_i / n \right)}{\sum_{i=1}^n (\alpha_i)^2 - n \times \left(\sum_{i=1}^n \alpha_i / n \right)^2} \quad (10)$$

$$B_j = \sum_{i=1}^n \beta_i / n - A_j \left(\sum_{i=1}^n \alpha_i / n \right) \quad (11)$$

如图 7 所示, 理论上应变值随负载变化的输入输出特性曲线应为理想的线性关系: $y=8.8x$ 。

对于应变片测试系统, 通过数据拟合得到的输入输出特性曲线为: $y=8.782x+1.25$ 。对比理论曲线可以发现, 应变片测试系统的灵敏度(8.782)与理论值(8.8)存在一定偏差。更值得注意的是, 该系统表现出一定的零点偏移, 截距为 $1.25 \mu\epsilon$ 。这意味着即使在零载荷条件下, 系统仍然给出一个正的应变读数。这种零点偏差或零点偏移可能由

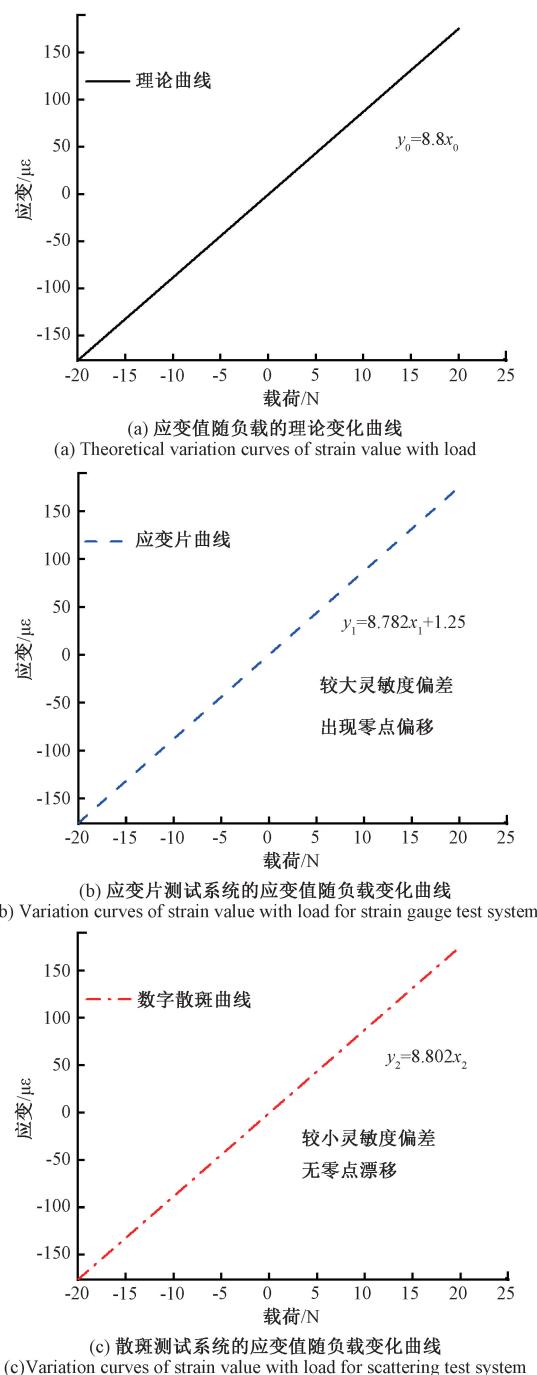


图 7 不同测试系统的应变值随负载变化曲线

Fig. 7 Strain value versus load curves for different test systems

多种因素引起。常见的包括应变片本身在无应变状态下存在的微弱电阻不平衡、惠斯顿电桥电路的初始不平衡、连接导线的电阻变化、温度波动对电路或应变片的影响,以及粘贴应变片后可能存在的微小残余应力等。这些因素都可能导致在理论零应变时,测量电路输出一个非零的信号,从而表现为零点偏移。

与此相对,数字散斑测试系统的数据拟合结果得到的

输入输出特性曲线为: $y = 8.802x$ 。该系统的灵敏度(8.802)与理论值非常接近,偏差极小。同时,其拟合曲线的截距为零,表明该系统几乎没有零点偏移现象。数字散斑方法的核心原理是追踪图像上散斑图案在变形前后的相对位移。它通常以变形前的零载荷状态作为参考基准。系统测量的是相对于这一初始参考状态的位移和应变变化。因此,只要在零载荷时正确采集参考图像并将其设定为零位移和零应变状态,后续的测量结果自然是以此为起点计算的,从而有效避免了类似应变片系统中由于电学或机械初始状态不平衡导致的零点偏移问题。

综上所述,尽管两种测试系统都存在一定的测量误差,但数字散斑测试系统在平均测量误差、灵敏度准确性以及零点稳定性方面均表现出优势。其输入输出特性更接近理想的线性关系,特别是显著缺乏零点偏移这一点,显示出更高的测量精度和可靠性。

4 结 论

本文建立了数字散斑测试系统,利用双目视觉捕获散斑图像,并基于相关算法和亚像素位移计算获取全场应变信息。同时,构建了传统的应变片测试系统作为对比。实验在不同载荷条件下进行,对比分析了两种方法的测量结果与理论计算值。结果显示,数字散斑测试系统的平均测量误差为 $1.06 \mu\epsilon$,低于应变片测试系统的 $1.12 \mu\epsilon$,误差降低约 5.3%。此外,通过线性拟合发现,数字散斑测试系统具有接近理论值的灵敏度(8.802)和极低的零点偏移,而应变片系统则存在明显的零点偏移($1.25 \mu\epsilon$)。这验证了数字散斑图像测试技术在零点稳定性方面的显著优势,这得益于其以初始零载荷状态为参考的相对测量原理。

参考文献

- [1] 雷音,张伟. 1/4 桥应变测量系统在温度影响下的误差分析[J]. 电子测量技术, 2017, 40(12):152-155.
LEI Y, ZHANG W. Error analysis of 1/4 bridge strain measurement system under the influence of temperature[J]. Electronic Measurement Technology, 2017, 40(12):152-155.
- [2] 尹振吉,庞明葆. 试飞应变测试温度补偿研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2023(4):113-119.
YIN ZH J, PANG M B. Research on temperature compensation of strain test for test flight[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2023(4):113-119.
- [3] KIM J H, PARK Y, KIM Y Y, et al. Aircraft health and usage monitoring system for in-flight strain measurement of a wing structure[J]. Smart Materials and Structures, 2015, 24(10): 105003.
- [4] LAWSON N J, CORREIA R, JAMES S W, et al. Development and application of optical fibre strain and pressure sensors for in-flight measurements [J].

- Measurement Science and Technology, 2016, 27(10): 104001.
- [5] RAVIKOVICH Y, KHOLOBTSEV D, ARKHIPOV A, et al. Estimation of fatigue margins for composite parts of aircraft engine on the base of vibration tests[J]. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. IOP Publishing, 2020, 868(1): 012027.
- [6] ALVAREZ-MONTOYA J, CARVAJAL-CASTRILLÓN A, SIERRA-PÉREZ J. In-flight and wireless damage detection in a UAV composite wing using fiber optic sensors and strain field pattern recognition[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2019, 136: 106526.
- [7] MA ZH X, CHUNG J, LIU P P, et al. Bridge displacement estimation by fusing accelerometer and strain gauge measurements[J]. Structural Control and Health Monitoring, 2021, 28(6): e2733.
- [8] 李猛, 杨钰, 毕大圆. 飞机结构应变测试系统的设计与实现[J]. 电子测量技术, 2008, 31(10):118-124.
LI M, YANG Y, BI D Y. Design and realization of strain test system for aircraft structure[J]. Electronic Measurement Technology, 2008, 31(10):118-124.
- [9] 张振华, 宫海波, 魏浩. 应用于飞行试验的分布式应变采集系统设计[J]. 中国科技信息, 2017(10):21-22.
ZHANG ZH H, GONG H B, WEI H. Design of distributed strain acquisition system applied to flight test[J]. China Science and Technology Information, 2017(10):21-22.
- [10] IADICICCO A, NATALE D, DI PALMA P, et al. Strain monitoring of a composite drag strut in aircraft landing gear by fiber bragg grating sensors [J]. Sensors, 2019, 19(10): 2239.
- [11] DOS SANTOS F L M, PEETERS B, DEBILLE J, et al. The use of dynamic strain sensors and measurements on the ground vibration testing of an F-16 aircraft [C]. 16th International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, 2015.
- [12] SEREZNOV A N, STEPANOVA L N, LAZNENKO A S, et al. Static tests of wing box of composite aircraft wing using acoustic emission and strain gaging [J]. Russian Journal of Nondestructive Testing, 2020, 56: 611-619.
- [13] CHOI Y, ABBAS S H, LEE J R. Aircraft integrated structural health monitoring using lasers, piezoelectricity, and fiber optics [J]. Measurement, 2018, 125: 294-302.
- [14] YANG R, LI Y, ZENG D, et al. Deep DIC: Deep learning-based digital image correlation for end-to-end displacement and strain measurement[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2022, 302: 117474.
- [15] YU L, PAN B. Overview of high-temperature deformation measurement using digital image correlation[J]. Experimental Mechanics, 2021, 61(7): 1121-1142.
- [16] HE X D, ZHOU R, LIU ZH Y, et al. Review of research progress and development trend of digital image correlation [J]. Multidiscipline Modeling in Materials and Structures, 2024, 20(1): 81-114.
- [17] PAN B, LI K. A fast digital image correlation method for deformation measurement[J]. Optics and Lasers in Engineering, 2021, 49(7): 841-847.

作者简介

李盘文(通信作者),硕士,高级工程师,主要研究方向为传感测量、信号采集、遥测传输、数据处理与分析等。
E-mail:464844451@qq.com