

单边固支板结构弯矩光纤光栅监测方法

李丹婷¹, 曾捷¹, 郭晓华², 王柯³, 李钰³, 梁大开¹

(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, 江苏南京 210016;

2. 中航工业金城南京机电液压工程研究中心航空机电系统综合航空科技重点实验室, 江苏南京 211106; 3. 上海卫星装备研究所, 上海 200240)

摘要:在飞行过程中, 机翼结构会受到不同外力作用而产生变形。作为内力矩的一种, 弯矩大小与结构受力和变形量有关。因此, 针对变形状态下的弯矩测量对于飞行器状态监测具有重要意义。该文以等宽、等厚、等截面的单边固支板结构作为机翼的简化模型, 提出一种基于光纤光栅传感器的结构弯矩测量方法, 推导得到板结构在弯曲变形情况下的应变-弯矩转换方程。通过构建单边固支板结构光纤监测系统, 实现对不同载荷下板结构关键位置的弯矩测量, 单点加载、多点加载与均布加载方式下均方根误差分别约为 0.883、0.825、0.689。

关键词:机翼; 单边固支板; 弯矩; 光纤光栅传感器; 监测

中图分类号: TP212; TN913.7 **文献标识码:** A

Bending Moment Monitoring Method of Unilateral Clamped Plate Structure Based on Optical Fiber Grating

LI Danting¹, ZENG Jie¹, GUO Xiaohua², WANG Ke³, LI Yu³, LIANG Dakai¹

(1. State Key Lab. of Mechanics and Control of Mechanical Structures, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,

Nanjing 210016, China; 2. Aviation Comprehensive Aviation Science and Technology Key Lab. of Mechanical and

Electrical System, Nanjing Engineering Institute of Aircraft Systems, Jincheng, AVIC, Nanjing 211106, China;

3. Shanghai Institute of Spacecraft Equipment, Shanghai 200240, China)

Abstract: During the flight, the wing structure will deform subjected to different external forces. Bending moment, as a kind of internal moment, has a close relationship with the force acting on the structure and the deformation size of the structure. Therefore, it is important to measure the bending moment for the aircraft condition monitoring under the deformation condition. In this paper, a bending moment measurement method based on fiber Bragg grating sensor was proposed by using the cantilever plate structure with an equivalent-width, thickness and uniform cross section as a simplified model of wing structure. The strain-bending moment transformation equation under the bending deformation condition was deduced. By building a bending moment monitoring system of unilateral clamped plate structure, the bending moment measurement of key positions on the plate structure under different loads was realized. The root mean square error values of the single-point load case, multi-points load case and uniform load case are 0.883, 0.825, 0.689 respectively.

Key words: wing; unilateral clamped plate structure; bending moment; fiber Bragg grating sensor; monitoring

0 引言

机翼作为飞机的主要部件, 其功能是产生升力, 同时也起到一定稳定和操作作用^[1]。如何在飞行过程中获得机翼结构的实际弯矩, 对于评估结构内力

状态具有重要意义。

机翼在飞行过程中易因外部载荷作用产生变形, 因此, 获取其变形状态下的弯矩信息对于准确辨识载荷分布特征很有意义^[2]。王晓朋等^[3]通过

收稿日期: 2016-06-21

基金项目: 国家自然科学基金-联合基金资助项目(U1537102); 航空科学基金资助项目(20152852036); 上海航天科技创新基金资助项目(SAST2015062); 江苏省产学研联合创新基金资助项目(BY2014003-01); 中央高校基本科研业务费专项基金资助项目(NS2016004); 机械结构力学及控制国家重点实验室开放课题基金资助项目(MCMS-0516K01); 江苏高校优势学科建设工程基金资助项目

作者简介: 李丹婷(1991-), 女, 江西吉安人, 硕士生, 主要从事新型光纤传感技术及其应用的研究。通信作者: 曾捷(1976-), 男, 江西南昌人, 副教授, 博士, 主要从事光纤传感技术及其在结构健康监测领域的研究。E-mail: zj2007@nuaa.edu.cn。

对充气式机翼纯弯曲变形过程中功能转换关系的分析,提出了一种针对充气式机翼的弯矩预测方法。刘洋等^[4]提出了一种飞行载荷下机翼剪力和弯矩载荷包线近似计算方法。姬金祖等^[5]采用双机身和斜拉杆两种方法,实现对弯矩和挠度沿展向分布的计算。

光纤布喇格光栅(FBG)传感器具有抗电磁干扰,耐腐蚀,质量轻,易于构建分布式传感网络等优越性能,在结构健康监测领域得到广泛研究^[6-8]。本文选择以等宽、等厚及等截面单边固支板结构作为机翼简化模型,结合弯曲变形特点,推导应变-弯矩方程。通过构建基于光纤光栅传感器的板结构应变监测系统,实现不同加载方式下的弯矩测量。

1 基本原理

1.1 FBG 应变感知原理

光纤光栅传感器主要是由于光纤内部某个区域折射率的周期性变化,使得当宽带光波在该区域中传输时,满足光纤光栅反射条件的特定入射光产生反射^[9]。FBG 传感器原理如图 1 所示。图中, I 为光强强度, λ 为中心波长。

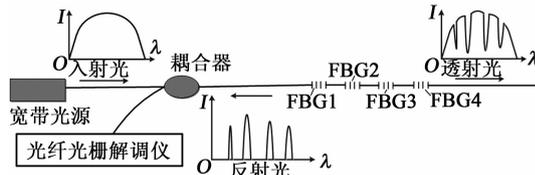


图 1 FBG 传感器原理

将入射光通过 FBG 后反射回来的特定中心波长定义为布喇格波长 λ_B ,且^[10]

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

式中: n_{eff} 为光纤纤芯有效折射率; Λ 为相位掩膜光栅周期。

λ_B 受环境温度和应变作用会产生相应偏移。在恒温条件下,若只考虑轴向变形所致弹光效应,则光纤光栅反射光谱中心波长偏移量 $\Delta\lambda_B$ 与轴向应变 ϵ 关系^[11]可简化为

$$\Delta\lambda_B/\lambda_B = (1 - P_c)\epsilon \quad (2)$$

式中 $P_c = 0.22$ ^[11]。通过测量 $\Delta\lambda_B$ 可将其转换成结构所受应力或应变信息。此外,如果在同一根光纤上串接多支不同初始中心波长的光纤光栅,就能同时获得光纤沿线多点的应变分布^[12]。

1.2 应变-弯矩转换模型

板结构在弯曲变形条件下,同时受到拉应力和压应力,形成一段弧形。根据材料连续性假定,由缩短区连续过度到伸长区,其间必定存在一个纵向平面,该面内纵向长度保持不变,称为中性层^[13]。

取板结构变形曲面上微元段进行分析。如图 2 所示。假设曲面微元 L 为长, h 为高, ab 为板结构微元变形前中性层长度, cd 为板结构微元与中性层相距为 y 的某一层长度。结构变形后,该层面弧段拉伸量为 ΔL ,曲面微元曲率半径为 ρ ,且中性面保持不变; $a'b'$ 为板结构中中性层变形后的微元长度, $c'd'$ 为板结构微元某一层变形后的微元长度。

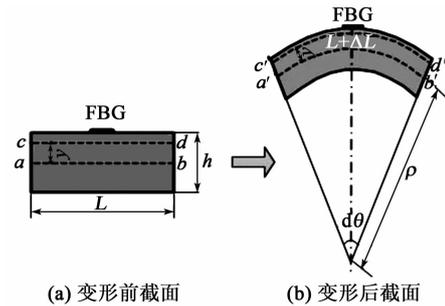


图 2 变形截面微元示意图

由平面假设可知,该曲面微元段的两个横截面变形后各自绕中性轴相对旋转 $d\theta$,但仍保持为平面。由微元几何特性^[14]可知:

$$c'd' = (\rho + y)d\theta \quad (3)$$

等截面板结构变形前, $cd = L = ab$;由于变形前、后中性层微元长度不变,即 $ab = a'b'$ ^[14],则有

$$cd = L = ab = a'b' = \rho d\theta \quad (4)$$

根据应变定义,可求得微元 $c'd'$ 应变^[15]为

$$\epsilon = \frac{\Delta L}{L} = \frac{c'd' - cd}{L} = \frac{(\rho + y)d\theta - \rho d\theta}{\rho d\theta} = \frac{y}{\rho} \quad (5)$$

当 $y = \frac{h}{2}$ 时,式(5)表示板结构微元表层应变与曲率之间的关系为

$$\epsilon = \frac{h}{2\rho} \quad (6)$$

纯弯曲条件下,弯矩与曲率间关系^[13]为

$$1/\rho = M/EI \quad (7)$$

式中: M 为曲面弯矩; E 为结构弹性模量; I 为结构横截面对中性轴的惯性矩。

结合式(6)、(7)有

$$M/\epsilon = 2EI/h \quad (8)$$

这里定义 $g = 2EI/h$ 为结构横截面特性参数。当板结构尺寸与材料属性确定时, g 为常量。由式(8)可知,当弯矩已知时,结合光纤光栅所测的板结构表层应变,可求得常量 g 。

$$M = g\epsilon \quad (9)$$

在已求得常量 g 的条件下,当板结构发生弯曲变形时,则只需测得板结构表层应变即可计算出此时结构承受的弯矩。

2 实验系统

实验中采用以等宽、等厚、等截面的单边固支板结构作为机翼的简化模型,其长为 700 mm,宽为 400 mm,厚为 3 mm。基于光纤光栅传感器的弯矩测量系统如图 3 所示。

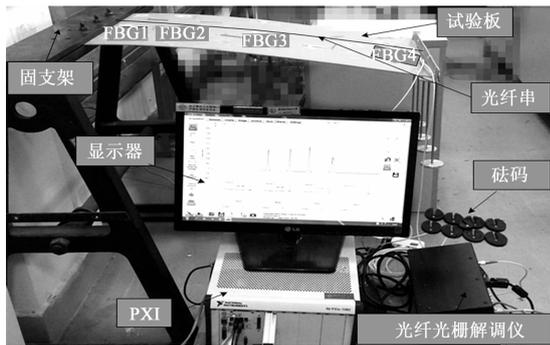


图 3 基于光纤光栅传感器的弯矩测量系统

在板结构表面沿中线布置一条光纤光栅串,其上表面串接 4 个 FBG,在板结构自由端均匀布置 5 个加载点。实验过程中分别对结构施加单点、多点以及均布等不同形式载荷,再根据 FBG 所测得应变数据,计算结构弯矩。表 1 为 5 种加载方式。

表 1 5 种加载方式

序号	加载方式	载荷	加载点位置
1	单点加载	10 N	自由端中点
2	单点加载	15 N	自由端中点
3	单点加载	20 N	自由端中点
4	多点加载	5 N×5 N	自由端多点
5	均布加载	145 N/m ²	上表面

3 实验结果与讨论

分别对板结构施加 5 种不同形式载荷,选取第 1、2 种加载方式下采集所得应变信息,结合力学知识,求得各 FBG 节点处的弯矩,再代入式(9)分别求得对应的常量 g_i 。在此基础上,计算相应均方根平均值 g_{rms} ,再将该值作为板结构的常量 g 用于后续弯矩计算,则有

$$g_{rms} = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n g_i^2} \quad (10)$$

图 4 为第 1、2 种单点加载方式下求得的各节点对应的应变和 g_i 。

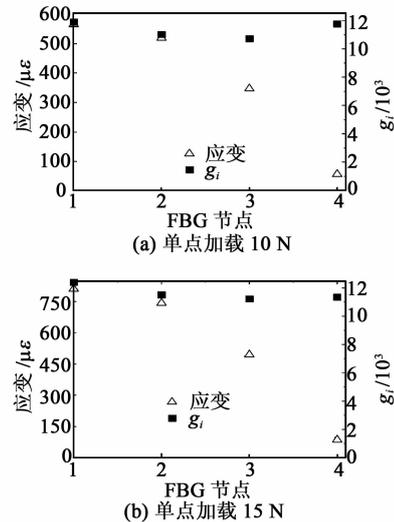


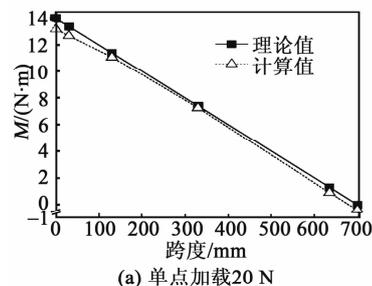
图 4 单点加载条件下各节点对应的 g_i

分别将另 3 种加载方式下采集到的应变数据依次代入式(9),可求得相应的弯矩,并将其与理论值进行比对。为判定实验结果的精确度,本文选用均方根误差(RMSE)作为评估弯矩计算误差的标准。RMSE 为

$$RMSE = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (\hat{M}_i - M_i)^2} \quad (11)$$

式中: \hat{M}_i 为通过实验数据计算得到的弯矩值; M_i 为理论弯矩值; n 为一条光纤光栅串上 FBG 节点的总个数,取 $n = 4$ 。

图 5 为不同加载形式下板结构弯矩计算值与理论值。由图可看出,根据光纤光栅所测应变数据计算所得弯矩,与理论值偏差较小。在自由端单点加载与多点加载方式下,弯矩图呈直线形式,而在均布加载方式下,弯矩图呈抛物线形式。单点加载、多点加载与均布加载方式下的均方根误差分别约为 0.883、0.825、0.689。



(a) 单点加载 20 N

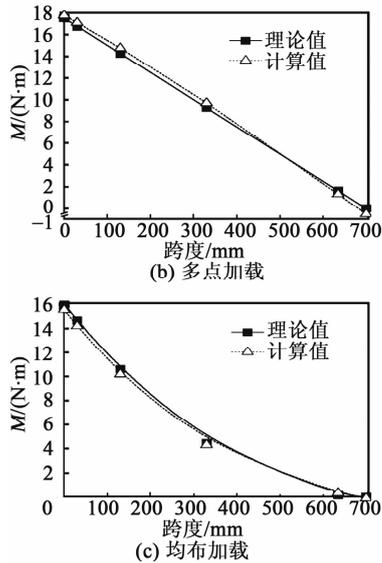


图5 不同加载形式下板结构弯矩计算值与理论值

4 结论

针对机翼结构在飞行过程时受外部载荷易发生变形的问题,从内力评估角度,研究结构弯曲变形状态下的弯矩计算方法。

1) 以等宽度、等厚度及等截面的单边固支板结构作为机翼简化模型,通过FBG测量板结构应变分布,可间接计算结构弯矩。

2) 通过选取两种加载方式下测得的应变,求取各FBG传感节点处的弯矩,得到表征结构横截面特性的常量 g 。

3) 借助常量 g 求取另外3种加载方式下弯矩,并与理论弯矩进行对比,具有较好的一致性。

参考文献:

- [1] 薛峰. 现代飞机的基本机翼结构[J]. 中国机械, 2014(13):177-178.
XUE Feng. The basic wing structure of modern aircraft [J]. Machine China, 2014(13):177-178.
- [2] 魏国波. 直升机旋转部件载荷测试技术研究[D]. 西安: 西安电子科技大学, 2013.
- [3] 王晓朋, 叶正寅, 朱亮亮. 充气式机翼弯矩预测公式的建立与实验验证[J]. 应用力学学报, 2013, 30(5): 731-735.
WANG Xiaopeng, YE Zhengyin, ZHU Liangliang. The establishment and experiment verification of the bending moment prediction formula of inflatable wing structure[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2013, 30(5): 731-735.
- [4] 刘杨, 陆浦. 一种机翼弯剪载荷包线近似计算方法[J]. 航空工程进展, 2013, 4(2): 241-246.
LIU Yang, LU Pu. Approximation method for calculating the wing load envelope of bending moment and shear force[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2013, 4(2): 241-246.
- [5] 姬金祖, 刘飞亮, 黄沛霖. 基于双机身和斜拉杆的大展弦比无人机机翼弯矩减少措施[J]. 航空工程进展, 2013, 4(4): 431-437.
JI Jinzu, LIU Feiliang, HUANG Peilin. Bending moment reduction based on bi-fuselage and stay bar in high aspect ratio unmanned vehicle[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2013, 4(4): 431-437.
- [6] SALA G, LANDRO L, PAOLO A, et al. Fiber optics health monitoring for aeronautical applications [J]. Meccanica, 2015, 50(10): 2547-2567.
- [7] HU Junhui, ZHANG Xuping, YAO Yuguo, et al. A BOTDA with break interrogation function over 72 km sensing length [J]. Optics Express, 2013, 21(1): 145-153.
- [8] TU Guojie, ZHANG Xuping, ZHANG Yixin, et al. The development of an Φ -OTDR system for quantitative vibration measurement [J]. IEEE Photonics Technology Letters, 2015, 27(12): 1349-1352.
- [9] 王源, 章征林, 孙阳阳, 等. 不同表面粘贴方式对光纤光栅应变传递的影响[J]. 压电与声光, 2016, 38(1): 106-110.
WANG Yuan, ZHANG Zhenglin, SUN Yangyang, et al. The influence of different surface paste on FBG strain transfer [J]. Piezoelectrics & Acousto-optics, 2016, 38(1): 106-110.
- [10] KAHANDAWA G, EPAARACHCHI J, LAU K T. Estimation of strain of distorted FBG sensor spectra using a fixed FBG filter circuit and an artificial neural network[J]. IEEE ISSNIP, 2013: 89-94.
- [11] DIAMATI KSOUTIS C. Structural health monitoring techniques for aircraft composite structures [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2010, 46(8): 342-352.
- [12] PAK C. Wing shape sensing from measured Strain[J]. AIAA Journal, 2016, 54(3): 1068-1077.
- [13] 刘鸿文. 材料力学[M]. 北京: 高等教育出版社, 2011.
- [14] VAHESAN S. Design and fabrication of an optical fiber interrogation instrumentation system[D]. Canada: University of Ottawa, 2006.
- [15] YI Jincong, ZHU Xiaojin, ZHANG Hesheng, et al. Spatial shape reconstruction using orthogonal fiber Bragg grating sensor array[J]. Mechatronics, 2012, 12: 679-687.