

# 飞机作动器连杆光纤光栅载荷校准方法

鲁明宇<sup>1</sup>, 马超<sup>1</sup>, 李翔宇<sup>2</sup>, 张智<sup>3</sup>, 武兆伟<sup>4</sup>, 李栋成<sup>3</sup>, 高丽敏<sup>1</sup>

(1. 中国商飞北京民用飞机技术研究中心, 民用飞机结构与复合材料北京市重点实验室, 北京, 102211; 2. 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; 3. 中国商飞上海飞机设计研究院, 上海, 201210; 4. 中国商用飞机有限责任公司, 上海, 200126)

**摘要:** 结构状态评估技术可为飞机活动面载荷试飞提供监测手段, 以验证载荷设计方法和分析数据是否有效, 并可为活动面安全性确认和结构设计优化提供最直接的数据参考。传统的应变片测量方法在低温环境下的测试不稳定性可能会导致采集数据异常, 使飞行载荷实时监测及精度保证成为型号试飞的一个难题。本文利用光纤传感器低温测试性能较稳定特性, 结合理论分析、有限元仿真计算及试验验证, 建立连杆结构在拉、压载荷工况下的应变-载荷关系模型, 并提出一种基于光纤光栅传感器的作动器连杆应变-载荷校准方法。同时, 针对作动器连杆结构典型承载形式与载荷辨识工况, 给出光纤光栅传感器优化布局方法。研究表明, 本文中建立的基于光纤光栅传感器的应变-载荷反演方法有效, 能够满足民用飞机典型作动器连杆结构应变监测及载荷反演需求。

**关键词:** 飞机; 作动器连杆; 载荷校准; 光纤光栅传感器

**中图分类号:** V214.1

**文献标志码:** A

## Load Calibration Method of Actuator Connecting Panels for Aircraft Based on Fiber Bragg Grating Sensors

LU Mingyu<sup>1</sup>, MA Chao<sup>1</sup>, LI Xiangyu<sup>2</sup>, ZHANG Zhi<sup>3</sup>, WU Zhaowei<sup>4</sup>, LI Dongcheng<sup>3</sup>, GAO Limin<sup>1</sup>

(1. Beijing Key Laboratory of Civil Aircraft Structures and Composite Materials, Beijing Aeronautical Science & Technology Research Institute of COMAC, Beijing, 102211, China; 2. State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China; 3. China COMAC Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai, 201210, China; 4. Commercial Aircraft Corporation of China Ltd, Shanghai, 200126, China)

**Abstract:** Structural health monitoring technology can provide methods for flight test load assessment of aircraft active surface to verify the effectiveness of load design method and analysis data, and to provide the most direct data reference for safety verification and optimization of the active surface structure. The instability of traditional strain gauges in low-temperature environments may cause abnormal data collection. It makes the real-time monitoring and assurance of accuracy of flight load a difficult problem. This paper proposes a method using fiber Bragg grating (FBG) sensors based on stable low-temperature performance, for flight load evaluation of the connecting panels by establishing the strain-load relationship model under the tensile and compression load conditions of the structure via theoretical analysis, finite element simulation and tests, and provides a FBG sensor optimized layout method for strain and load assessment

requirements of typical connecting panels of aircraft. The results show that the strain-load inversion method based on FBG sensors is effective and can meet the strain and load monitoring requirements of typical actuator connecting panels.

**Key words:** aircraft; actuator connecting panels; load calibration; fiber Bragg grating (FBG) sensor

## 引言

飞机在实际飞行过程中受载情况复杂,其活动面实际承受载荷是否满足设计要求,直接影响飞机飞行安全。因此,需要及时准确地获取飞行过程中活动面结构受载情况,以此作为评估与保障飞机飞行安全的重要依据<sup>[1]</sup>。

在实际飞行过程中,飞机活动面作动器连杆结构主要承受拉伸及压缩载荷作用<sup>[2]</sup>。活动面铰链力矩载荷通过作动器连杆传递到活动面上,因此通过测量活动面连杆载荷可得到活动面铰链力矩。而能否通过精确的测试手段,并在地面标定方法中建立准确的载荷模型,是成功解耦活动面载荷工况,保证测试精度和验证及优化活动面结构设计的关键。

目前,飞行载荷实测方法包含:压力测量法和应变测量法等<sup>[3-5]</sup>。压力测量法由于作动器连杆传感器布置空间有限不方便实施,应变法通常是通过电阻应变计测量结构应变,并由校准试验得到应变响应和载荷之间的数学模型,然后根据飞行试验中所得应变响应反演推算飞行载荷。近些年来,光纤传感器由于具有芯径细、防水、抗电磁干扰、低温测试性能较稳定、集信号传感/传输于一体,便于分布式组网等独特优点,受到国内外学者越来越多的关注<sup>[6-8]</sup>。NASA曾经采用应变测量法针对多种飞机结构进行了载荷测量,并实现针对多梁结构飞机关键部位的载荷识别<sup>[9]</sup>。国内范华飞等提出了针对短连杆载荷辨识的应变计组桥方案<sup>[10]</sup>。张海涛等通过分析飞机舱门受载形式,基于应变法对舱门载荷进行了飞行实测<sup>[11]</sup>。

应变测量法具有良好的测量精度和时间响应,但是电阻应变计在低温情况及雨天环境下可能发生低温失效或进水失效,无法保证测试数据精度及有效性,且易受电磁干扰,需要配置大量信号传输线缆。因此,本文以典型飞机活动面作动器连杆结构为对象,提出一种基于光纤光栅传感器的应变-载荷反演方法,可适用于类似结构的飞机活动面飞行载荷监测。

## 1 光纤光栅应变传感器原理

光纤光栅传感器作为一种典型波长调制型传感器,其敏感栅区仅对某个特征波长光波进行反射,而其他波长信号继续前向传输<sup>[12]</sup>。由于待测结构应变会对光纤纤芯、包层半径、光栅栅区间距以及纤芯折射率产生影响,因此利用此特性可以实现光纤光栅对外界应变的感知<sup>[13]</sup>,光纤光栅反射光谱中心波长可表示为

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

式中: $n_{eff}$ 为光纤有效折射率, $\Lambda$ 为光栅周期, $\lambda_B$ 为反射光谱中心波长。光纤光栅传感原理示意图如图1所示。

在恒温条件下,若仅考虑光纤所受结构轴向变形所引起的弹光效应,则光纤光栅反射光谱中心波长偏移量 $\Delta\lambda_B$ 与轴向应变 $\epsilon$ 关系可以简化为

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

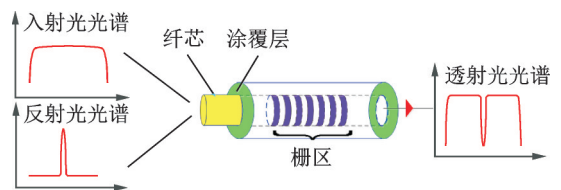


图1 FBG传感器原理

Fig.1 Principle of FBG sensors

式中  $P_e$  一般选取常数 0.22。通过光纤光栅解调设备测量光纤光栅反射光谱中心波长偏移量, 再将该波长偏移量代入式(2)可以计算结构所受应力或应变信息。此外, 若在同一根光纤熔接若干个不同初始中心波长光纤光栅传感器, 还能够同时感知光纤沿线多个测点位置的应变分布。

## 2 拉板结构载荷及应变状态分析

### 2.1 载荷方向

典型飞机升降舵作动器连杆结构的功能是为了保证升降舵绕水平安定面的铰转动, 并可为升降舵提供支撑, 抵消气动载荷产生的铰链力矩。连杆结构在活动面动作过程中主要受拉伸载荷或压缩载荷, 载荷方向沿轴向(定义连杆两侧螺孔中心连接方向为轴向), 结构示意图如图 2 所示。

连杆中心位置开槽部分截面图如图 3 所示,  $H, B, t, h, b$  分别为截面宽度、截面厚度、槽间厚度、槽宽、槽深。当拉板仅受轴向拉伸/压缩载荷  $F$  作用时, 槽内及槽外部分所承载荷大小也为  $F$ , 其方向沿  $X$  轴。

连杆结构沿轴向拉伸/压缩载荷  $F$  与开槽部分轴向应变  $\epsilon_1$  关系如式(3)所示。拉板开槽部分的横截面积为  $A$ , 拉板材料的弹性模量、泊松比和剪切模量分别为  $E, \mu$  和  $G$ , 均为常数。

$$\epsilon_1 = \frac{F}{EA} \quad (3)$$

因此, 只要在地面获得相应的应变-载荷关系曲线, 即可通过光纤光栅传感器获取的应变数值反演结构相应的飞行载荷信息。

### 2.2 应变分布数值仿真分析

为确定光纤光栅传感器最佳布设位置, 利用有限元仿真软件建立连杆结构有限元数值仿真模型, 开展拉、压典型工况作用下的数值仿真分析, 得到不同形式载荷作用下的拉板结构应变场分布与响应演变规律及结构应变分布状态。

采用 ANSYS Workbench 有限元仿真软件, 创建连杆结构有限元模型, 尺寸参数为: 孔径 16 mm、宽 47 mm、两孔圆心距 120 mm、全长 167 mm、厚度 17 mm; 中部凹槽长 51 mm、宽 13 mm、深 6 mm。作动器连杆结构多为各向同性金属结构, 材料属性参数设置为: 弹性模量 200 GPa、密度  $7.85 \text{ g/cm}^3$ 。采用模拟加载方式分别是: 拉伸加载和压缩加载。

分别对连杆结构施加轴向拉伸和压缩载荷, 计算不同工况下结构的载荷分布。以 48 kN 作为最大施加载荷, 模拟拉伸载荷作用下作动器连杆结构轴向应变分布, 结果如图 4 所示。48 kN 模拟压缩载荷作用下作动器连杆结构轴向应变分布结果如图 5 所示。

图 4, 5 分别展示了模拟拉伸/压缩载荷作用下的连杆结构应变分布状态, 螺孔周围区域及开槽边缘区域为应力集中区域, 应变变化梯度较大, 不适合布置光纤光栅传感器。连杆开槽部位中心位置应变变化平缓, 结合实际安装过程中的

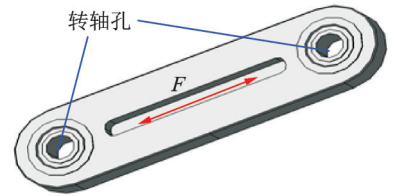


图 2 作动器连杆结构与受力方向示意图

Fig.2 Diagram of actuator connecting panels and the force direction

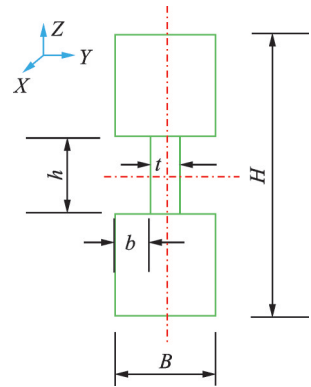


图 3 拉板开槽部分截面图

Fig.3 Cross-sectional view of the connecting panel

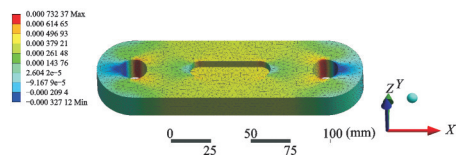


图 4 模拟拉伸载荷作用下连杆应变云图  
Fig.4 Strain distribution of the connecting panel under simulation tensile load

保护层厚度等要求,开槽中心位置可选定为布置光纤光栅传感器最优位置。

### 2.3 传力路径应变分布

为保证传感器最优布局及后续试验应变-载荷模型曲线的线性度,需要对连杆开槽中心位置轴向传力路径应变分布进行有限元分析,得到沿拉板轴向路径的应变变化曲线。借助该变化曲线确认传感器布局方式。连杆结构沿轴向的传力路径如图 6(a)所示,取该路径上所获取的应变值进行分析,拉伸和压缩作用下轴向传力路径应变如图 6(b,c)所示。

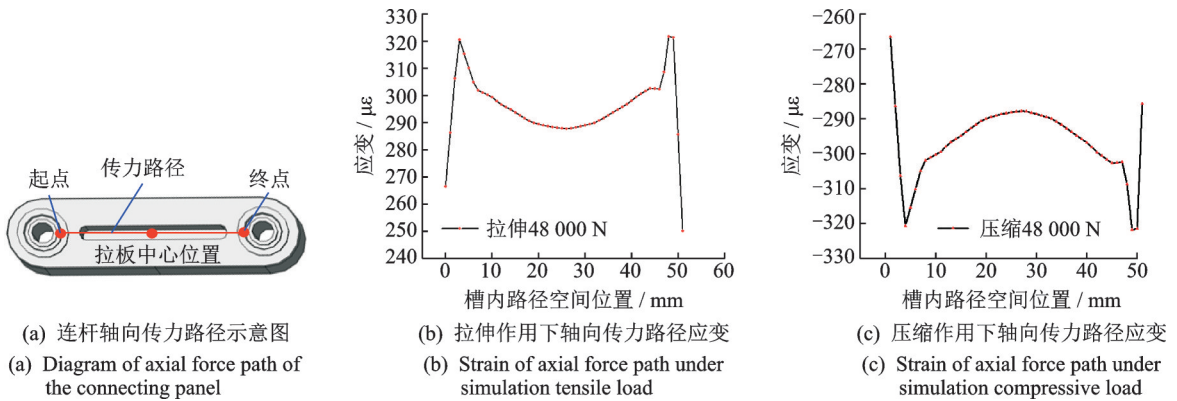


图6 轴向载荷作用下传力路径应变分布  
Fig.6 Strain of axial force path under axial load

由图 6 可知,当施加载荷为轴向载荷时,槽内中心位置对应应变沿轴向分布曲线较为平缓,应变响应梯度较小。

以 48 000 N 为模拟加载梯度,渐进施加拉伸及压缩载荷时,数值仿真所得槽内路径中心位置的应变变化如图 7 所示。由图 7 可知,连杆结构在梯度变化拉伸/压缩载荷下,应变-载荷曲线线性度良好。因此,槽内中心位置满足传感器最优布局条件,适合传感器安装。

## 3 试验验证

### 3.1 试验系统设置

根据有限元分析结果,传感器安装示意图如图 8(a)所示,试验件安装示意图如图 8(b)所示。在试验件槽内中心位置正反面对称各布置一个光纤光栅传感器,用于判断在实际加载过程中结构正反面受力状态是否平衡,载荷方向是否位于轴线上,并获取实际应变值。

地面加载试验控制设备采用 INSTRON 试验加载控制系统,通过控制液压伺服试验机把载荷施加到试件上。采用光纤光栅解调仪采集光纤光栅传感器中心波长随应变变

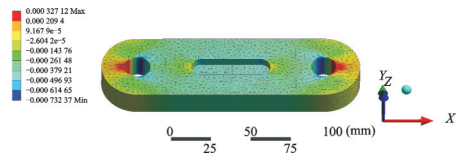


图5 模拟压缩载荷作用下连杆应变云图  
Fig.5 Strain distribution of the connecting panel under simulation compressive load

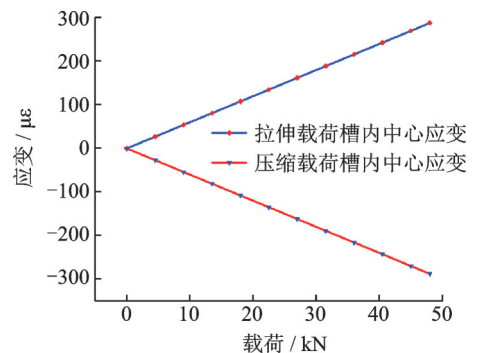


图7 梯度力加载下槽内中心位置应变变化曲线  
Fig.7 Strain curves of center position in the groove under gradient load

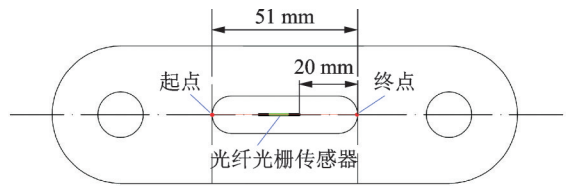
化信号。

目标载荷为 48 kN,以 20 N/s 力控制速度进行加载试验。整个加载过程以 0 N 为起点,以 4 800 N 为梯度,每达到一个阶梯载荷,保载 180 s,待数据稳定后记录光纤光栅对应的应变响应数据。加载至 48 kN 后,保载 180 s。再以 4 800 N 为梯度进行卸载,记录相同载荷处的应变响应数据。

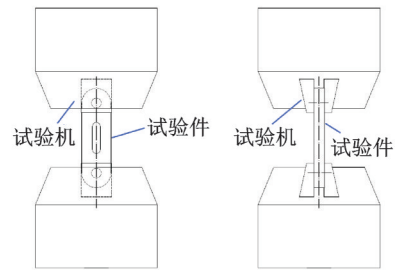
分别施加拉伸、压缩载荷后,根据不同载荷作用下光纤光栅传感器实测应变数据,建立该结构应变-载荷关系曲线。

### 3.2 试验结果分析

根据连杆结构加载试验所得应变数据,采用最小二乘法进行线性拟合,建立应变-载荷关系曲线。将光纤光栅实测应变值所得关系曲线与仿真值结果进行对比,拉伸载荷情况对比结果如图 9 所示。压缩载荷情况对比结果如图 10 所示。



(a) 传感器位置示意图  
(a) Diagram of sensor location



(b) 加载试验安装示意图  
(b) Diagram of test installation

图 8 加载试验示意图

Fig.8 Diagram of loading test

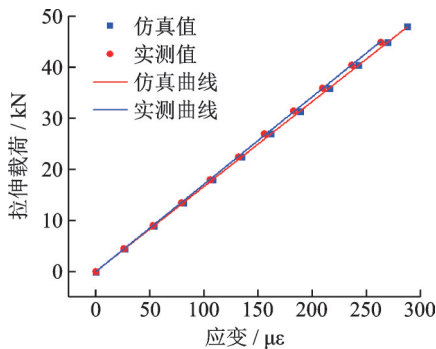


图 9 拉伸载荷下光纤光栅实测值与有限元仿真所得应变-载荷曲线对比

Fig.9 Strain-load curve comparison of the FBG measurements with the simulation values under tensile load

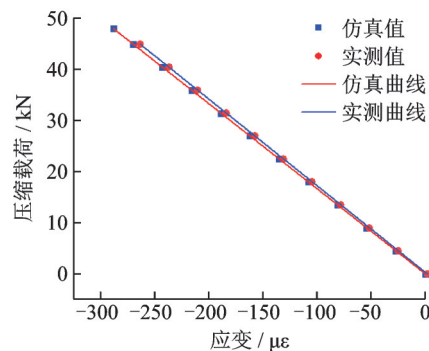


图 10 压缩载荷下光纤光栅实测值与有限元仿真所得应变-载荷曲线对比

Fig.10 Strain-load curve comparison of the FBG measurements with the simulation values under compressive load

由图 9 可知,拉伸载荷下光纤光栅实测值所得应变-载荷关系曲线与有限元仿真所得应变-载荷关系曲线重合度较好。光纤光栅实测所得应变-载荷校准方程为

$$y = 0.17163x - 0.04448 \tag{4}$$

该曲线线性相关系数  $R=0.9999$ ,满足应变-载荷拟合结果工程要求,其中  $y$  为拉伸载荷, $x$  为应变。

由图 10 可知,压缩载荷下光纤光栅实测值所得应变-载荷关系曲线与有限元仿真所得应变-载荷关系曲线重合度较好。光纤光栅实测所得应变-载荷校准方程为

$$y = -0.16971x + 0.29622 \tag{5}$$

该曲线线性相关系数 $R=0.999\ 9$ ,满足应变-载荷拟合结果工程要求,其中 $y$ 为压缩载荷, $x$ 为应变。

利用上述试验过程建立的应变-载荷曲线进行拉伸及压缩载荷反演,分别得到表1,2所示结果。

表1 光纤光栅应变反演拉伸载荷误差分析  
Table 1 Error analysis of tensile load calculation

实际施加拉伸载荷/ kN	光纤光栅实测应变/ $\mu\epsilon$	光纤光栅反演载荷/ kN	绝对误差/ kN	相对 误差/%
4.80	26.62	4.52	0.28	5.74
9.60	53.84	9.20	0.40	4.21
14.40	80.60	13.79	0.61	4.24
19.20	107.84	18.46	0.74	3.83
24.00	134.58	23.05	0.95	3.94
28.80	161.38	27.65	1.15	3.98
33.60	188.16	32.25	1.35	4.02
38.40	214.83	36.83	1.57	4.10
43.20	241.65	41.43	1.77	4.10
48.00	268.06	45.96	2.04	4.24

表2 光纤光栅应变反演压缩载荷误差分析  
Table 2 Error analysis of compressive load calculation

实际施加压缩载荷/ kN	光纤光栅实测应变/ $\mu\epsilon$	光纤光栅反演载荷/ kN	绝对误差/ kN	相对 误差/%
4.80	24.74	4.49	0.31	6.36
9.60	51.56	9.05	0.55	5.77
14.40	77.99	13.53	0.87	6.03
19.20	104.60	18.05	1.15	6.00
24.00	130.90	22.51	1.49	6.20
28.80	157.33	27.00	1.80	6.26
33.60	183.84	31.50	2.10	6.26
38.40	210.37	36.00	2.40	6.25
43.20	236.75	40.48	2.72	6.31
48.00	263.33	44.99	3.01	6.28

由表1,2可知,光纤光栅传感器反演所得载荷与实际施加载荷在最大值48 kN时相对误差为:拉伸载荷4.24%,压缩载荷6.28%,反演拉伸载荷误差的标准差为0.56 kN,反演压缩载荷误差的标准差为0.88 kN,能够满足实际飞行过程中作动器连杆载荷监测需求。实际载荷校准试验中在保证传感器精度及结构安装工艺的前提下,可以通过增加测试数据的数量来达到校准结果更精确的目标。

另外,在实际飞行过程中,传感器可能会处于 $-55\sim+70\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的温度环境中,需要采取一定的温度补偿措施保证应变监测的准确性。一般情况下,光纤光栅反射波峰值波长变化量与温度呈线性近似,可在地面通过标定从光纤光栅测得的总波长变化量中剥离出温度引起的波长变化量,即可得到由应变引起的波长变化量,进而得到相应的应变及载荷<sup>[14-16]</sup>。

## 4 结束语

本文针对典型飞机作动器连杆结构载荷监测需求,提出并验证了一种基于光纤光栅传感器的载荷反演方法。本文工作及研究结果如下:

(1) 结合有限元分析提出了针对典型连杆结构载荷监测的光纤光栅传感器优化布局方法。

(2) 对比分析了试验结果和仿真结果,证明由光纤光栅传感器得到的应变-载荷模型线性度较高,载荷反演精度满足测量需求,反演效果较好。

(3) 研究表明,光纤光栅传感器适用于飞机结构飞行服役过程中的应变与载荷监测,可为飞机关键结构的安全性确认和设计优化提供最直接的数据参考。

(4) 本文提出的作动器连杆结构应变状态分析、载荷主路径有限元仿真方法及实验标定方法,可适用于飞机类似结构的载荷反演。

### 参考文献:

- [1] 杨全伟,舒成辉,赵华.大型飞机翼面载荷测量技术浅析[J].航空制造技术,2009(8):48-50.  
YANG Quanwei, SHU Chenghui, ZHAO Hua. Brief analysis of load measurement of wings on large commercial jet[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2009(8): 48-50.
- [2] 邓凡臣,柴亚南,薛会民,等.大型飞机机身曲板多轴载荷试验技术研究[J].实验力学,2018,33(3):484-490.  
DENG Fanchen, CHAI Yanan, XUE Huimin, et al. Experimental technique for fuselage curved panel of large aircraft subjected to multiaxial loading[J]. Journal of Experimental Mechanics, 2018, 33(3): 484-490.
- [3] ALLEN M, LIZOTTE A, DIBLEY R, et al. Loads model development and analysis for the F/A-18 active aeroelastic wing airplane[J]. Journal of Agricultural Economics, 2015, 30(1): 49-53.
- [4] 张赐宝,李涛,滕申科,等.基于应变响应叠加原理的飞行载荷测量建模研究[J].应用力学学报,2018,35(1):22-27.  
ZHANG Cibao, LI Tao, TENG Shenke, et al. Research on modeling of flight load measurement based on strain response superposition principle[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2018, 35(1): 22-27.
- [5] SANTOS F, PEETERS B, GIELEN L, et al. The use of fiber Bragg grating sensors for strain modal analysis[C]// Proceedings of the Society for Experimental Mechanics Series, Topics in Modal Analysis. [S.l.]: [s.n.], 2015, 10: 93-101.
- [6] 沈令斌,赵志敏,俞晓磊.基于新型光纤智能结构的远程监控物联网系统设计[J].南京航空航天大学学报,2015,47(3):453-458.  
SHEN Lingbin, ZHAO Zhimin, YU Xiaolei. Design of remote monitoring internet of things system for new optical fiber smart structure[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 47(3): 453-458.
- [7] CHAN H, PARKER A, PIAZZA A, et al. Fiber-optic sensing system: Overview, development and deployment in flight at NASA[C]//Proceedings of 2015 IEEE Avionics and Vehicle Fiber-Optics and Photonics Conference (AVFOP). [S.l.]: IEEE, 2015: 71-73.
- [8] BASU M, GHORAI S. Strain sensing in fiber-reinforced polymer laminates using embedded fiber Bragg grating sensor[J]. Fiber and Integrated Optics, 2014, 33(4): 279-298.
- [9] WILLIAM A, RICK S. Strain-gage loads calibration parametric study: NASA/TM-2004-212853[R]. [S.l.]: NASA, 2004.
- [10] 范华飞,李俊,李志蕊.短连杆飞行载荷实测技术[J].航空工程进展,2015,6(4):447-451.  
FAN Huafei, LI Jun, LI Zhirui. Flight loads measurement technique for short rods[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2015, 6(4): 447-451.
- [11] 张海涛,张鹏程,李亚南.基于应变法飞机起落架舱门载荷实测研究[J].试验分析,2018,1:83-86.  
ZHANG Haitao, ZHANG Pengcheng, LI Yanan. Research on the load measurement of aircraft landing gear compartment door based on the strain method[J]. Experimental Analysis, 2018, 1: 83-86.
- [12] 李丹婷,曾捷,郭晓华,等.单边固支板结构弯矩光纤光栅监测方法[J].压电与声光,2017,39(2):277-280.  
LI Danting, ZENG Jie, GUO Xiaohua, et al. Bending moment monitoring method of unilateral clamped plate structure based on optical fiber grating[J]. Piezoelectrics & Acoustooptics, 2017, 39(2): 277-280.

- [13] 鹿利单, 闫光, 刘锋, 等. 基于预拉伸基片式FBG的工字梁载荷测试[J]. 压电与声光, 2017, 39(4): 619-623.  
LU Lidan, YAN Guang, LIU Feng, et al. Joist load test based on pre-stretching substrate FBG sensor[J]. Piezoelectrics & Acousto-optics, 2017, 39(4): 619-623.
- [14] 孙诗情, 初凤红, 卢家焱. 光纤布拉格光栅传感器交叉敏感问题的研究进展[J]. 激光与光电子学进展, 2017, 54: 1-10.  
SUN Shiqing, CHU Fenghong, LU Jiayan. Progress in cross sensitivity of fiber Bragg grating sensor[J]. Laser & Optoelectronics Progress, 2017, 54: 1-10.
- [15] 胡辽林, 张卫超. 基于参考光栅的光纤光栅应变测量温度补偿[J]. 实验室研究与探索, 2014, 33(11): 39-45.  
HU Liaolin, ZHANG Weichao. Temperature compensation of FBG strain measurement based on reference FBG[J]. Research and Exploration in Laboratory, 2014, 33(11): 39-45.
- [16] 郭永兴, 匡毅, 熊丽, 等. 不同封装方式的光纤光栅传感与温补特性[J]. 激光与光电子学进展, 2018, 55: 1-8.  
GUO Yongxing, KUANG Yi, XIONG Li, et al. Sensing and temperature-compensation characteristics of fiber Bragg gratings under different packaging ways[J]. Laser & Optoelectronics Progress, 2018, 55: 1-8.

## 作者简介:



鲁明宇(1983-),女,高级工程师,博士,研究方向:民机结构健康监测技术及应用,E-mail: lumingyu@comac.cc。



马超(1992-),男,助理工程师,硕士,研究方向:民机结构健康监测技术及应用,E-mail: machao1@comac.cc。



李翔宇(1994-),男,硕士研究生,研究方向:结构健康监测技术,E-mail: 190693398@qq.com。



张智(1978-),男,研究员,硕士,研究方向:空气动力学,E-mail: zhangzhi@comac.cc。



武兆伟(1982-),男,工程师,硕士,研究方向:商用飞机试验试飞管理,E-mail: wuzhaowei@comac.cc。



李栋成(1980-),男,研究员,硕士,研究方向:飞行力学,E-mail: lidongcheng@comac.cc。



高丽敏(1983-),女,研究员,博士,研究方向:民机复合材料技术、结构健康监测技术研究及应用,E-mail: gaolimin@comac.cc。

(编辑:夏道家)