

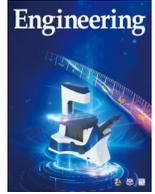


ELSEVIER

Contents lists available at ScienceDirect

# Engineering

journal homepage: [www.elsevier.com/locate/eng](http://www.elsevier.com/locate/eng)



Research  
High-End Measuring Instruments—Review

## 光纤传感技术在飞行器结构变形监测中的应用

祝连庆<sup>a,b</sup>, 孙开<sup>a,b</sup>, 包为民<sup>c,\*</sup>, 尤政<sup>d,\*</sup>, 孟凡勇<sup>a,b</sup>, 董明利<sup>a,b</sup>

<sup>a</sup> Key Laboratory of the Ministry of Education for Optoelectronic Measurement Technology and Instruments, Beijing Information Science & Technology University, Beijing 100192, China

<sup>b</sup> Beijing Laboratory of Optical Fiber Sensing and Systems, Beijing Information Science & Technology University, Beijing 100016, China

<sup>c</sup> China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100048, China

<sup>d</sup> Department of Precision Instruments, Tsinghua University, Beijing 100084, China

### ARTICLE INFO

#### Article history:

Received 6 July 2020

Revised 2 November 2020

Accepted 2 February 2021

Available online 13 September 2021

#### 关键词

光纤传感技术

变形监测

结构健康监测

飞行器

航空航天

### 摘要

基于光纤传感网络的飞行器结构变形监测一直是航空航天领域的研究热点。经过近30年来的研究发展,国内外研究人员在相关理论和方法、技术与系统和试验测试方面已经取得了较大进展,推动了光纤传感技术从实验室研究向工程应用的演进。但是,目前在实际应用中仍然存在若干问题限制了该技术的应用发展,亟待探讨解决方法。为此,梳理了飞行器结构变形监测的研究发展历程,分析了光纤传感监测的主要技术类型、技术优缺点、机载适用性、变形重构算法和典型应用案例,指出了当前需要研究解决的关键问题和工程应用的主要演进范式,并结合新材料、标准化和智能化等内容探讨了未来发展方向。

©2022 THE AUTHORS. Published by Elsevier LTD on behalf of Chinese Academy of Engineering and Higher Education Press Limited Company. This is an open access article under the CC BY-NC-ND license (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/>).

## 1. 引言

目前,飞行器结构检测、维护与安全保障技术正从基于日历时间和飞行周期的预防性维护(preventative maintenance)向基于结构状态监测数据的视情维修(condition based maintenance, CBM)方向发展,以更好地保障飞行器全寿命期结构完整性、功能性和安全可靠,并降低系统维护成本。这为结构健康监测技术(structural health monitoring, SHM)在飞行器上的应用提供了契机[1–3]。

SHM是CBM的重要基础条件。SHM将传感器网集成在结构中,通过对传感器网络采集信号进行分析处理和

信息提取,评估结构状态和完整性,主要监测参数类型包括结构应变、振动、温度等物理量和各类缺陷损伤,其中变形监测是飞行器结构健康监测的重要内容[4–6]。在飞行器全寿命期,采用有效的技术方法和装置实时监测结构变形对保障飞行器结构性能和安全可靠性、评估预测剩余寿命有重要作用,并能显著降低检测维护成本。

在各类监测方法中,光纤传感技术被视为最具应用潜力的技术之一。该技术以光纤为介质,集光信号传输和信息传感测量功能于一体,通过解调光频率、相位、振幅和偏振态等特征参量变化,获得被测结构的应变、位移、加速度和温度等各种物理量信息。本文以近年来受到广泛关注和研究的的光纤传感技术为主线,对飞行器结构变形监测

\* Corresponding authors.

E-mail addresses: [baoweimin@cashq.ac.cn](mailto:baoweimin@cashq.ac.cn) (W. Bao), [yz-dpi@tsinghua.edu.cn](mailto:yz-dpi@tsinghua.edu.cn) (Z. You).

2095-8099/© 2022 THE AUTHORS. Published by Elsevier LTD on behalf of Chinese Academy of Engineering and Higher Education Press Limited Company. This is an open access article under the CC BY-NC-ND license (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/>).

英文原文: *Engineering* 2022, 16(9): 39–55

引用本文: Lianqing Zhu, Guangkai Sun, Weimin Bao, Zheng You, Fanyong Meng, Mingli Dong. Structural Deformation Monitoring of Flight Vehicles Based on Optical Fiber Sensing Technology: A Review and Future Perspectives. *Engineering*, <https://doi.org/10.1016/j.eng.2021.02.022>

的发展历程、技术类型、重构算法和应用案例进行了分析,指出了需要研究解决的关键问题,展望了未来发展方向。

## 2. 发展历程

### 2.1. 变形分类与监测参数类型

飞行器结构在制造和使用过程中会产生多种类型的变形,按主被动性质可分为两类,一类是结构受载荷作用的被动变形,即飞行器承力结构受气动力、冲击、振动和热辐射等多种载荷作用产生的准静态变形(如微观应变、热变形、残余变形等)和动态变形(如颤振、冲击等导致的变形);另一类是结构的功能性变形,即可伸缩机构(如卫星太阳能帆板)、可变形结构(如变体飞机机翼)的空间变形。飞行器结构变形监测的主要参数类型包括结构上特定点沿特定方向的应变、位移和加速度,以及结构型面的应变场和整体位移等。

### 2.2. 变形监测技术的发展现状

目前,变形监测采用的方法有电阻应变片测量法、三维激光扫描法、立体视觉测量法和光纤传感监测方法等[7-9]。

电阻应变片测量法是20世纪50年代发展起来的一种飞行器结构载荷参数实时监测技术。该方法在飞行器结构上粘贴电阻应变片组建监测网络,通过地面标定试验和应变-载荷方程获得系数矩阵,并以此为基准计算飞行过程中的实测载荷数据,实现飞行器结构变形、振动和气动力等多种载荷参数以及飞行状态参数的实时监测。经过70多年的研究发展,这种方法已被广泛应用于飞机载荷谱测试、高超声速飞行器结构应变测量和卫星结构监测等领域,可以满足各类飞行器结构变形模拟测试、载荷标定试验和全机疲劳试验等地面测试要求,也可贴装少数测点用于飞行载荷参数实测。但是存在监测点少、网络线路繁杂、体积重量大、容易受电磁干扰、贴片寿命周期短(一般小于5年)等问题,限制了该方法在飞行监测中的应用,尤其是当需要密集地布设监测网络长期进行多参数高精度飞行实测时,这种方法不具适用性。

三维激光扫描法是20世纪90年代产生的一种高精度测绘技术。该技术利用激光束对被测结构表面一定区域进行逐点高分辨扫描,并采集各扫描点的反射激光束,根据激光测距等原理得到扫描区域坐标数据和图像,结合数字图像相关等方法计算得到结构变形参数。这种方法具有测量精度和分辨率高、非接触、扫描范围大及实时性好等特

点,在飞机机翼等平面型结构的变形测量中具有明显优势。但是受技术原理限制,对于飞行器内部封闭、狭窄空间内的结构和型面复杂的结构,激光的入射和反射路径被遮挡,无法进行扫描检测,可监测的结构种类和数量有限。此外,激光器的使用寿命和维护成本也是制约其长期应用的重要因素。

立体视觉测量法是20世纪80年代发展起来的一种结构测量技术。该技术利用双目或多目相机拍摄被测结构,通过图像特征计算与三维重构等处理后得到结构三维变形参数。按图像特征不同可分为视频测量法和数字图像相关法。视频测量法是在被测结构表面贴装标识点,利用立体视觉测量技术追踪标志点三维坐标来检测变形参数。该方法具有系统结构简单、配置灵活、精度高和动态测量性能好等特点,但是只能测量标志点处的变形参数,无法实测全场三维变形,也难以在机载振动环境下进行稳定、高速的精确测量。数字图像相关法是在结构表面喷涂散斑图案,通过图像匹配算法分析结构变形前后拍摄的散斑图像变化来计算变形参数。这种方法虽然具有精度高和全场测量等优点,但是喷涂的散斑图案在高速气流的冲刷下容易脱落,影响了该方法在飞行实测中的应用。

光纤传感技术是起源于20世纪70年代、伴随光通信技术广泛应用而迅速发展起来的一种传感测量技术。与电阻应变片和体光学传感器及测量仪器相比,光纤传感器具有体积小、重量轻、抗电磁干扰、本质安全和耐腐蚀等特点,并且可以通过多路复用技术和分布式测量技术组建高速大容量传感网络,再通过贴装或植入等方式布设到各类结构上实现多参数实时监测。这些特性使得光纤传感技术特别适合机载环境下飞行器结构参数的实时监测,并有潜力应用于飞行器全寿命期结构健康监测与寿命评估。但是,目前光纤传感器在贴装可靠性、植入兼容性、长期使用存活率、老化致性能下降等工程应用方面仍然存在一系列问题需要研究解决。

### 2.3. 新装备需求带动新技术发展

近年来,随着飞机、卫星、载人飞船等重大装备性能的不提升和空天飞机、高超声速飞行器、变体飞行器、深空探测器等新技术装备的发展,传统的地面测试和定期检测等非实时手段逐渐无法满足装备需求,适合机载环境的飞行器结构变形实时监测技术受到国内外学者的广泛关注和研究,其中光纤传感技术以其独特优势成为研究发展的重要方向,被视为最具潜力的飞行器结构实时监测技术之一,相关的传感光纤、多参数高灵敏光纤传感器、高速微型解调仪、监测组网、数据处理与高精度重构等各项技

术迅速发展[9-11], 推动了光纤传感技术在各类飞行器结构变形监测中的应用。

### 3. 技术类型

#### 3.1. 光纤传感技术的主要类型

根据不同的传感原理, 光纤传感技术可分为四种类型[12-15], 一类是干涉型光纤传感技术, 主要采用光纤法布里-珀罗干涉传感器[16]、马赫-曾德尔干涉传感器[17]、迈克尔逊干涉传感器[18]和萨尼亚克干涉传感器[19]等进行传感测量; 另一类是基于波长调制型的光纤传感技术, 主要是基于光纤光栅的传感技术, 具体包括光纤布拉格光栅 (FBG)、长周期光纤布拉格光栅 (LFBG)、啁啾光纤布拉格光栅 (CFBG) 和倾斜光纤布拉格光栅 (TFBG) 等[14,19-20]; 第三类是基于光强调制型的光纤传感技术, 如基于黑体辐射的高温光纤传感器; 第四类是分布式光纤传感技术, 主要利用瑞利散射、布里渊散射、拉曼散射等原理, 通过光时域反射法 (OTDR) 和光频域反射法 (OFDR) 等进行分布式的传感测量[14,19]。

#### 3.2. 技术优缺点与适用性分析

干涉型光纤传感技术的主要优点是测量灵敏度和分辨率高。光纤法布里-珀罗干涉传感器是结构应变测量中应用最广泛的一种传感器, 能够适应一些特殊的应用要求, 达到优于  $0.15 \mu\epsilon$  的应变分辨率、超过  $\pm 5000 \mu\epsilon$  的测量范围、小于  $1 \text{ mm}$  的传感元件长度、 $250 \text{ }^\circ\text{C}$  以上的耐温性能, 可集成到各类结构上进行单点应变测量。基于马赫-曾德尔干涉、迈克尔逊干涉和萨尼亚克干涉等原理的光纤传感器也可用于应变、加速度和温度等结构参数测量。目前, 干涉型光纤传感器的主要缺点是多敏感参量之间交叉干扰, 并且难以通过多路复用等技术组建多测点的大容量传感网络, 这限制了该技术的应用。

基于光纤光栅的传感技术是一种准分布式的传感测量技术, 主要优点是能够实现绝对测量, 并可通过多路复用等技术组建多测点的大容量传感网络, 利用波长扫描激光解调、小型衍射光栅电荷耦合器件 (CCD) 固态光谱仪解调、微型集成阵列光波导光栅解调 (arrayed waveguide grating, AWG) 等方法实现从静态至兆赫以上的传感信号高速采样处理, 并实现机载解调仪的轻量化、小型化甚至是微型化。目前, 光纤光栅传感技术已在多种飞行器结构的飞行实测中得到应用, 包括飞机机翼、机身、尾翼、起落架等关键结构件, 以及航天飞机燃料箱、固体火箭发动机、卫星太阳能帆板等, 实现应变、位移、加速度和温度

等多种参数的实时监测。但是, 目前的飞行测试次数和实测数据偏少, 对传感器系统和布设工艺在机载环境下的长期使用性能需要开展大量的飞行验证试验, 在工程应用可靠性方面尚存在若干问题需要逐步解决。

表1 典型光纤传感技术性能对比

Sensor type	Spatial resolution	Strain resolution	Measuring speed	Multiplexing capacity
FBG	High	High	High	Low
Rayleigh scattering OTDR	Low	Low	Low	High
Rayleigh scattering OFDR	Medium	Medium	Low	High
Brillouin scattering OTDR	Low	Low	Low	High

分布式光纤传感技术在长距离连续传感监测方面具有突出优势。该技术利用光纤本身作为传感单元和信号传输介质, 一般无需在光纤上制作传感元件 (主要指利用散射原理测量的情况), 能够连续感知光纤传输路径上任意点的应变和温度等物理量的空间分布和变化信息, 实现远距离、大范围 (按千米计量) 的传感与组网。目前, 工程结构监测中大多采用基于瑞利和布里渊散射等原理的分布式光纤传感技术, 应变测量范围可达  $\pm 10\ 000 \mu\epsilon$ , 并适应  $-268\sim 900 \text{ }^\circ\text{C}$  的温度变化范围。但是, 其解调速率通常较低, 一般在几赫兹到几十赫兹, 甚至几分钟, 难以高速测量动态参数, 并且测量灵敏度、分辨率和解调速率随着传感距离的增加而显著降低, 在工程应用可靠性方面也存在与光纤光栅传感技术相同的问题有待逐步研究解决, 这限制了分布式光纤传感技术的应用。近年来, 为提高空间分辨率和鲁棒性, 分层级的、基于多原理的多参数分布传感测量技术得到了发展。

#### 3.3. 机载光纤实时监测方法

飞行器结构变形的机载光纤监测方法主要包括光纤传感器布设方法及工艺、传感器组网技术、监测信号采集与处理、动态变形实时重构技术等内容。考虑长期监测性能和可靠性, 机载使用的光纤传感器、数据采集器和网络系统应具备轻质、小型化、高速率、大容量和高精度等特征, 并在机载安装后具有良好的兼容性和耐久性, 能够高可靠性应用。

##### 3.3.1. 传感器布局

目前, 在飞行器结构上布设光纤传感器主要采用贴装和植入两种方式[18]。贴装布设是采用胶黏剂和金属焊等工艺方法将光纤传感器固定在结构表面。这是在短期测试阶段普遍采用的一种布设方法, 对飞行器结构性能的影响也较小, 但是在长期使用中存在胶体老化脱落和光纤折断

等问题。植入布设方法是在复合材料结构制造过程中将传感光纤埋入到结构内部形成传感网络，再将这种具备传感功能的结构装配到飞行器上实现飞行监测。这种方式的优点在于能够利用结构本身保护传感光纤以避免其受外界环境影响而脱落或折断，但是通常埋入光纤的芯径远大于增强纤维的芯径，这会影响结构力学性能，同时光纤受应力集中作用将会逐渐产生疲劳裂纹，影响传感器使用寿命。

### 3.3.2. 信号解调

监测网络信号采集处理的主要装置是解调仪。光纤光栅网络信号解调的主要方法包括可调谐滤波法、边缘滤波法、可调谐激光器扫描法、CCD光谱仪测量法和基于阵列波导光栅AWG的解调方法等。在机载监测中，可调谐滤波法、可调谐激光器扫描法、CCD光谱仪测量法和AWG解调法具有较好的适用性。其中，可调谐滤波法、可调谐激光器扫描法的测量范围大、解调精度高、采集速度快（千赫级）、动态测量能力强且复用光栅容量大，在高精度解调和高频动态信号测量中优势明显；CCD测量法的稳定性好，适用于机载监测大容量复用网络的高速解调，但测量范围相对小、解调精度相对低。边缘滤波、匹配滤波和啁啾光栅等解调方法在测量范围、解调精度和网络复用容量等方面存在不足，制约了这类技术在机载监测中的应用；AWG法是近年来快速发展的解调技术，在兆赫以上高频动态信号高速解调上具有明显优势[21]。

基于OTDR和OFDR技术的分布式光纤监测网络信号解调主要利用光强检测和相干检测等原理，通过光电探测器、高速采集系统和相关算法解调网络信号。目前，分布式传感解调速率相对低，难以在密集网络测点下实现高频动态信号和多参数的高速高精度解调处理，并且需要减小系统体积重量、提高稳定性和可靠性，以更好适应机载环境。

### 3.3.3. 变形重构

飞行器结构动态变形的实时重构主要是基于光纤监测网络高速解调处理获得的各瞬态应变场数据，利用变形重构算法建立以位移等物理量表示的变形场。目前，主要采

用的变形重构算法包括反有限元法、模态叠加法和Ko位移法[9,22]，其中反有限元法具有更高的精度和实时性，适应各类边界条件，并且不需要考虑结构力学参数和外加载荷即可重构变形，在动态变形实时监测中具有良好的适用性。

## 4. 重构算法

### 4.1. 反有限元法

反有限元法（inverse finite element method, iFEM）是21世纪初由Tessler等[23]提出的结构变形重构方法。该方法采用与有限元法类似的思想，通过理论分析结构力学性质定义待求解问题的单元；根据结构力学模型结合单元形函数进行单元构造，确定单元几何形状、节点数、节点自由度和应变-位移矩阵等；采用所构造的单元将待求解结构离散化；基于全部监测点的应变实测数据，采用最小二乘法建立实测应变场与计算应变场的误差函数；通过求解误差函数最小值得到结构全部单元节点的自由度数值，实现结构变形场重构。

采用iFEM重构结构变形的输入量是监测网络获得的应变测量数据；变形参数计算由通过最小化实测应变与计算应变误差方法建立的系统方程完成；输出量是结构单元节点的变形量。iFEM关键步骤包括应变数据获取、单元构造和最小误差计算。

iFEM的主要发展历程为：2003年Tessler等[23]采用最小二乘变分原理对基于一阶剪切变形理论（first-order shear deformation theory, FSDT）的板壳结构进行理论分析，将理论计算应变与结构表面测量应变进行最小二乘处理得到应变-位移方程进而重建变形场，iFEM自此提出[23]。由于该方法主要通过应变-位移关系重建变形场，无需预知材料属性、惯性、载荷和结构阻尼等参数。2010年Gherlone等[24]基于Timoshenko梁理论提出iFEM梁单元，实现基于应变测量数据的三维梁架结构静态/动态变形场实时重构。2013年Cerracchio等[10]通过在iFEM中引入RZT（refined zigzag theory）理论将其扩展至复合材料层压板和夹芯结构，为飞行器复合材料结构变形实时重构

表2 典型解调方法性能对比

Demodulation method	Demodulation accuracy	Demodulation speed	Multiplexing capacity	Stability
Laser-scanning method	High	Fast	Medium	Good
Tuning filter method	High	Fast	Medium	Good
CCD spectrometer	Medium	Fast	Medium	Good
AWG demodulation	High	Fastest	Medium	Medium
Distributed demodulation	Medium	Slow	Large	Medium

提供了方法。2018年Kefal等[25]和Tessler等[26]提出基于iFEM和分步增量法的大位移、非线性、动态变形重构方法,该方法在固定翼飞机机翼、变体飞机蒙皮、浮空器气囊、卫星太阳能帆板、太阳帆航天器、太空望远镜遮阳板等存在动态大变形的各类飞行器结构监测中有重要应用价值。

基于iFEM的变形重构技术在飞行器结构实时监测中优势明显,一直受到美国国家航空航天局(NASA)的重视,并不断发展,逐渐从研究走向应用[27-31]。主要优点包括:动态变形场求解速度快、实时性好,无需考虑材料属性和复杂外界载荷,适应复杂型面结构,能够在相对稀疏测点下高精度地重构变形场。2012—2016年NASA阿姆斯特朗飞行研究中心通过CIF(center innovation fund)资助了一项飞行试验项目,从监测系统精度、实时性、应用成本、机载环境适应性和安全可靠等方面综合分析,验证了基于光纤传感网络和iFEM重构技术实时监测飞机结构变形的综合性能,为该技术在各类飞行器结构监测中的应用奠定了基础。

#### 4.2. 模态叠加法

模态叠加法是1995年由Foss和Haugse[11]提出的变形重构方法。该方法视结构变形为各阶模态变形的叠加,即将应变场和位移场表示为各阶模态分量的加权线性组合。首先采用数值、解析或实验方法分析结构振动模态,选取模态阶数并获得模态坐标和应变振型矩阵;然后利用监测网络实测应变数据,并利用测点应变矩阵-全场应变矩阵转换方程计算应变场;最后,利用应变-位移方程得到位移场,实现变形场重构。NASA兰利研究中心评估了模态法在板壳结构弹性变形重构中的适用性。由于该方法的重构精度依赖于准确的结构建模和模态分析,模态阶数选取、传感器布局和结构材料属性等都会对重构精度产生较大影响,这限制了该方法在飞行器结构变形实时监测中的应用。

#### 4.3. Ko位移法

Ko位移法是2007年由Ko和Richards等基于应变积分原理和欧拉-伯努利梁受力模型提出的变形重构方法[9]。该方法对梁结构进行分段处理并对应布设应变测量点,根

据欧拉-伯努利梁纯弯曲假设,建立测量点应变与变形位移矢量的微分方程,通过多项式外推法和积分运算处理得到变形位移场,实现变形重构。随后,该方法逐步发展完善,可以适应板壳、翼盒等结构的弯曲、扭转和组合变形重构。NASA阿姆斯特朗飞行研究中心(Armstrong Flight Research Center, AFRC)在2009年采用Ko位移法和光纤传感网络对Ikhana无人机双重锥形机翼变形进行地面加载试验,实现机翼弯曲、扭转变形重构,并与有限元分析结果进行了对比,验证了算法精度。随后NASA AFRC于2010年对全球观察者(AeroVironment Global Observer)无人机的全尺寸机翼进行了地面加载试验,结合电阻应变片和视觉测量法对比验证了利用Ko位移法重构大尺寸机翼变形的技术可行性。

## 5. 应用案例

机载监测采用的光纤传感器组网方法主要包括基于多路复用原理和光纤光栅传感器的准分布式组网技术,以及基于OFDR原理的分布式组网技术[32-35]。光纤光栅多路复用组建的准分布式监测网络能够对各监测点进行精密测量(如采用光栅应变花测定主应变方向及大小),准确定位变形点坐标,并利用小型轻质的机载解调仪高速采集处理高频动态信号,但是监测点数量取决于光纤光栅数量,不是全网络连续监测,无光栅区域属于监测盲区。与光纤光栅多路复用技术不同,利用OFDR技术组建的分布式传感网络的任意光纤位置既是传感单元又是信息传输通道,可以实现全网络任意位置连续监测,但在多参数精密测量、定位精度、高频动态测量、解调速率和装置微型化等方面存在不足。另外,在工程应用中,高可靠性布设光纤监测网络是一项具有挑战性的工作。当前,在结构上布设光纤传感器的主要方法包括粘贴、焊接和植入。这些布设方法的有效性已被多项应用案例证实。但是,这些传感器在恶劣飞行条件下遇到强载荷作用时仍然可能损坏。因此,光纤监测网络的鲁棒性是需要研究的重要问题。

### 5.1. 航空器

在20世纪90年代中期,NASA AFRC启动了光纤传感技术与监测系统研发项目,研究了基于FBG多路复用、

表3 变形重构方法性能对比

Reconstruction method	Accuracy	Efficiency	Anti-interference capability	Scope of application
Inverse finite-element method	High	High	Strong	Large
Modal analysis method	Medium	Medium	Weak	Large
Ko displacement method	High	High	Strong	Small

OTDR 和 OFDR 原理的光纤监测技术与系统, 并于 1999 年在实验室测试和地面试验的基础上以 F/A-18 型战斗机为试验机开展了 FBG 多路复用光纤监测系统原型的飞行试验[35–36]。但是, 试验中发现原型系统的光源(可调谐激光器)性能未达到飞行环境要求, 在振动和温度等因素影响下监测系统采样率低至 0.01 Hz, 并且只有一个采集通道, 无法实时监测应变和温度等参数, 这次飞行试验未能达到预期的验证目标。

随后, 面向飞行环境的机载设备性能要求, NASA AFRC 启动机载设备研发专项, 基于 OFDR 和全同 FBG 弱反射原理研制出高鲁棒性、高速率的机载光纤监测系统(fiber optic sensing system, FOSS), 并于 2008 年在 Ikhana 无人机上开展了机翼变形监测技术验证飞行试验, 如图 1 [30] 所示。试验采用光纤监测系统的传感器总容量为 16 000 个, 解调设备最高采样频率为 100 Hz, 解调通道数为 8 个, 设备尺寸为 190.5 mm×330.2 mm×330.2 mm, 重量为 13.61 kg; 在两侧机翼上共布设 2880 个 FBG 传感器、16 组电阻应变片和 8 个热电偶, 用于变形测量、误差补偿和对比验证, 如图 1 (b) [30] 所示; 以高分辨率、高速率光学测量系统的测试数据为基准, 采用 Ko 位移法重构机翼二维变形, 完成光纤监测地面标定试验; 之后开展了 18 次飞行试验, 共计 36 飞行小时, 这次飞行试验验证了光纤监测系统的

机载环境适用性, 飞行实测结果显示光纤监测数据与电阻应变片监测数据基本一致, 如图 1 (d) [30] 所示。

在 Ikhana 无人机飞行试验成功后, 2010 年 NASA AFRC 将 FOSS 安装到全球观察者无人机上开展了 6 次飞行试验, 其中 5 次试验成功记录了机翼和机身应变数据, 如图 2 (a) [31] 所示。安装的光纤传感器和机载解调装置如图 2 (b) [31] 所示。NASA 以全球观察者无人机为试验机开展了地面加载试验, 以视觉测量数据为基准, 在全尺寸机翼上验证了 FOSS 和 Ko 位移法用于大尺寸机翼变形实时监测的适用性, 如图 2 (c) [31] 所示。试验结果表明翼展 175 ft (1 ft = 30.48 cm) 全尺寸机翼结构二维弯曲变形的位移测量误差为 ±2.7 in (1 in = 2.54 cm), 当 FOSS 的应变测点达到一定数量后增加监测点数量对提高变形重构精度的作用很小, 而变形重构算法应具有高鲁棒性以适应不完整的飞行实测应变数据。

2014 年 NASA AFRC 研制出轻量、小型化的机载 FOSS 监测系统, 其解调装置重量为 2.72 kg、尺寸为 88.9 mm×144.8 mm×304.8 mm、最高采样频率为 100 Hz、通道数为 4 个、传感器容量为 8000 个, 并于 2017 年在变形翼无人机 X-56 上开展变形监测飞行试验, 如图 3 (a) [31] 所示。光纤监测网络、机载解调装置和监测信号如图 3 (b) [31] 所示。试验数据显示利用光纤监测数据和 Ko 位

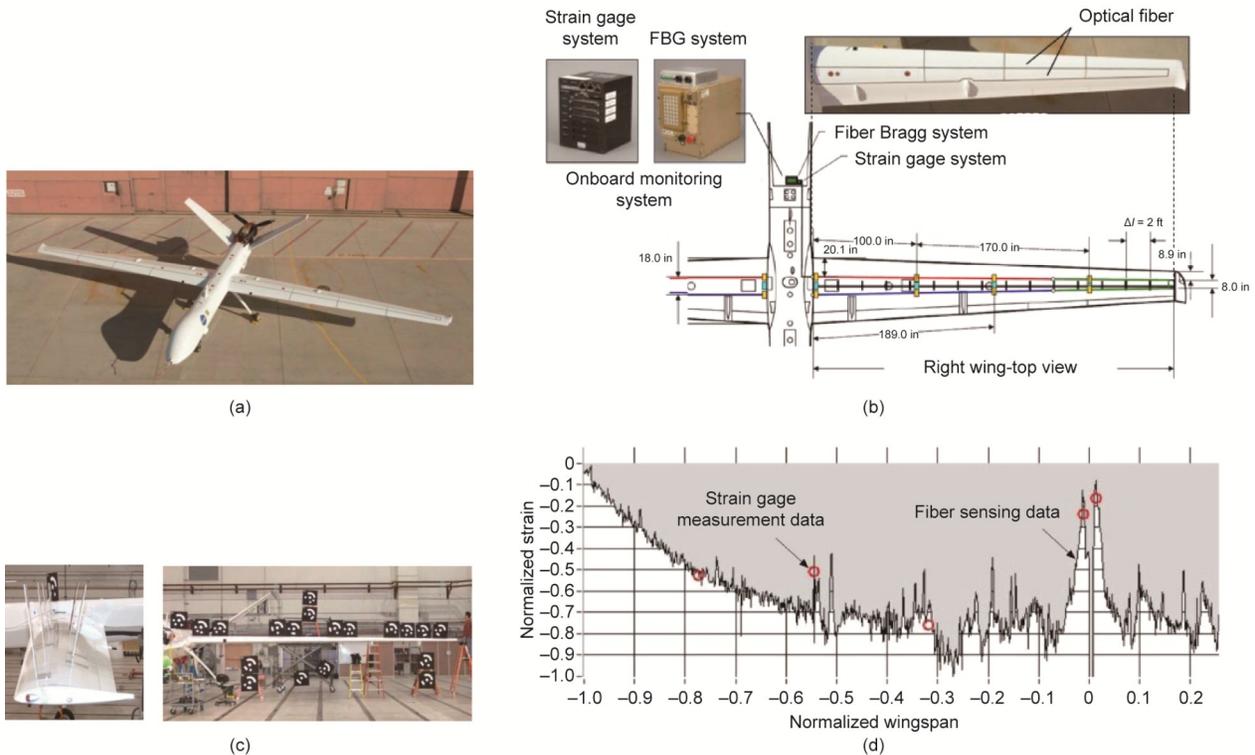


图 1. NASA 阿姆斯特朗飞行研究中心在 Ikhana 无人机上开展 FOSS 系统验证飞行试验[30]。(a) 已安装光纤监测系统的 Ikhana 无人机; (b) 光纤传感网络与机载监测设备布局; (c) 地面标定试验; (d) 飞行实测数据对比验证。

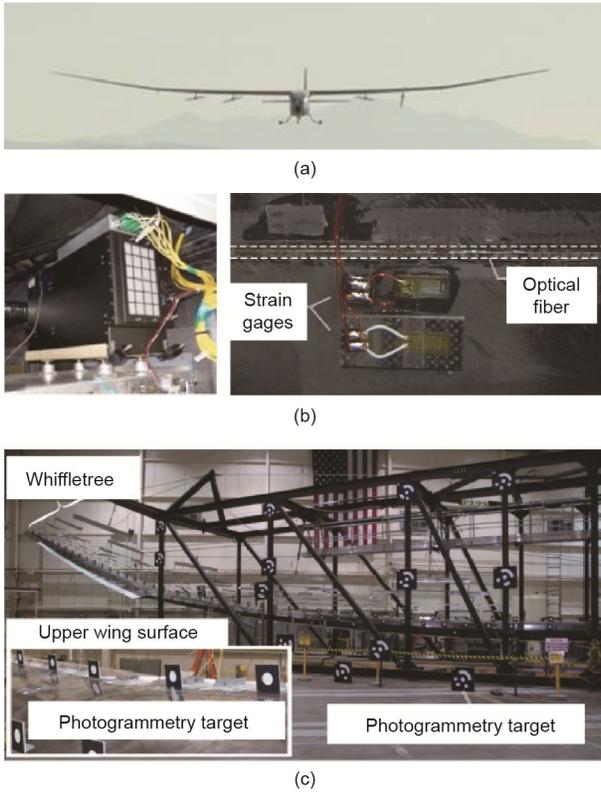


图2. 基于全球观察者无人机的FOSS地面验证试验[31]。(a) FOSS系统验证飞行试验；(b) 机载解调设备与布设的传感器；(c) 机翼变形监测地面试验。

移法重构机翼二维变形结果与电阻应变片测量结果相符，实现机翼变形实时监测与变形翼反馈控制，验证了光纤监测系统在机载变形监测中的适用性。

2015年以色列特拉维夫本古里安机场IAI工程部的Kressel、特拉维夫大学的Botsev与印度国家航空航天实验室(National Aerospace Laboratories, NAL)的Gupta等合作，在一架印度曙光无人机(Nishant UAV)上布设FBG多路复用传感网络进行载荷监测飞行试验，以评估光纤监测技术在飞机结构健康监测中的适用，如图4[33]所示。

飞行试验的主要目标是验证利用光纤监测系统实测应变解算飞行参数的准确度，并测试主成分分析(principal component analysis, PCA)和神经网络算法(artificial neural network, ANN)在飞行载荷测算、振动分析和损伤识别中的适用性。试验选择尾桁为监测对象，在复合材料尾桁制造过程中将四根聚酰亚胺包层光纤(每根光纤上有4个FBG)按图4(b)布局植入结构中[33]，监测尾桁结构在起飞、巡航和着陆过程中沿水平和垂直方向变形的应变数据；机载解调处理装置选用Smart Fibres公司的WX-04M型解调仪(采样率2.5 kHz)和数据记录器，实时采集存储光纤监测信号；在离线状态下，通过有限元模拟数据训练ANN网络模型，并采用ANN模型和应变监测数据估算结构载荷；利用PCA算法分析识别损伤信号，评估结构完整性。该研究验证了光纤传感技术和ANN等算法用于飞行器结构监测的适用性，但未实现实时数据处理。

为了对大尺寸飞机结构进行高密度和高速率的监测，2018年日本太空总署(Japan Aerospace Exploration Agency, JAEA)的Wada等与东京大学的Murayama等合作，以一架中型喷气式客机为试验机对基于OFDR-FBG的分布式光纤传感监测技术进行了飞行验证[34]。试验采用的光纤监测系统以数米长的全同弱反射FBG为传感元件；通过OFDR技术在频域解算FBG反射光谱的空间分布信息实现结构应变和温度等参数的解调，最高空间分辨率可达亚毫米级，解调速率为151 Hz、重复性误差为 $\pm 8.2 \text{ pm}$ (对应 $\pm 6.8 \mu\epsilon$ )，如图5(a)[34]所示；采用胶黏工艺将两路FBG分别表贴布设到飞机舱壁(粘贴FBG长度为350 mm)和纵梁结构(粘贴FBG长度4.5 m)上，如图5(b)和(c)[34]所示，解调装置安装在 $425 \text{ mm} \times 450 \text{ mm} \times 220 \text{ mm}$ 的机载盒中。结合电测法对比验证光纤监测数据的正确性，在舱壁和纵梁粘贴FBG处分别布设一组电阻应变片和热电偶，并通过NR600型数据记录仪采集电传

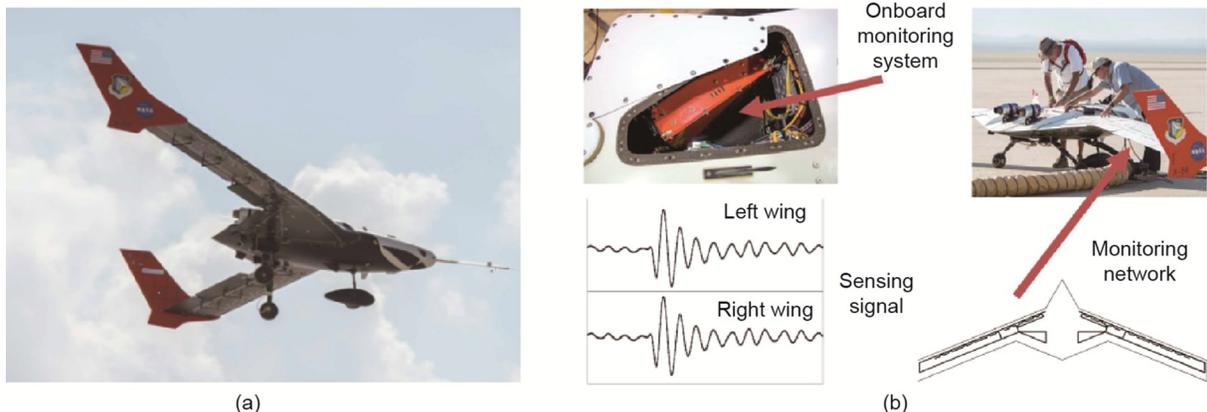


图3. 基于X-56变形翼无人机的FOSS系统验证飞行试验[31]。(a) NASA飞行试验变形翼无人机X-56；(b) 光纤网络、机载解调装置与监测信号。

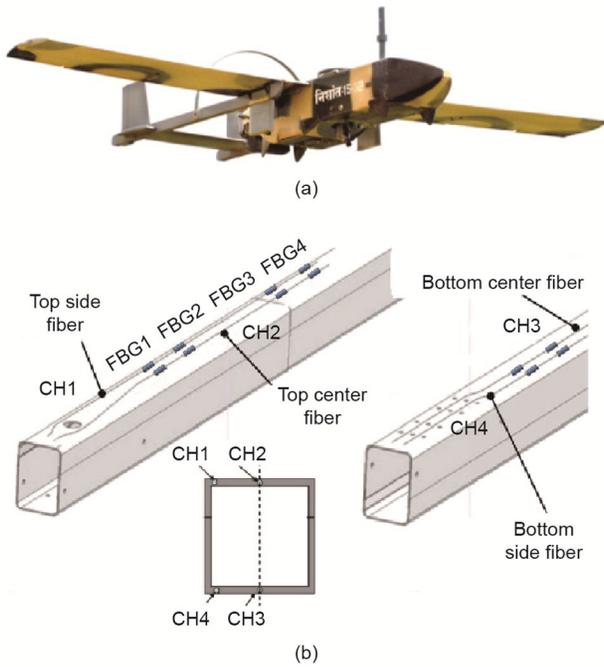


图4. 基于Nishant无人机的FBG多路复用传感监测技术验证飞行试验[33]。(a) Nishant无人机；(b) 尾桁结构上4根光纤和FBG布局。

传感器的应变和温度数据。利用笔记本式计算机实时存储光纤监测数据和电传感器测量数据。在飞行实测试验中，飞机由日本名古屋机场起飞向南经太平洋海域返回，飞行高度为15 000 ft、飞行时间为80 min，主要动作包括起飞、滑行、转弯和降落等。试验过程中利用GPS辅助惯性导航系统获取加速度和陀螺仪数据，结合应变监测时间历程数据分析飞机舱壁和纵梁在不同飞行动作下的结构响应。飞行实测数据表明，光纤监测的应变时间历程数据与电传感器测量数据具有一致性，并与不同飞行动作下结构受力分析情况相符，如图5(d)[34]所示。该研究虽未对应力集中区域的变形场进行精确重构，但指出了变形实测对结构疲劳分析的重要性。2019年Wada等[4]采用类似的飞行试验方案验证了OFDR-FBG分布式光纤传感技术应用于中型喷气客机机翼应变监测的技术可行性。

2019年韩国科学技术院(Korea Advanced Institute of Science and Technology, KAIST)的Kwon等和韩国航空宇宙研究院(Korea Aerospace Research Institute, KARI)的Kim等合作，以一架CTLS-ELA型高单翼两座小型飞机为

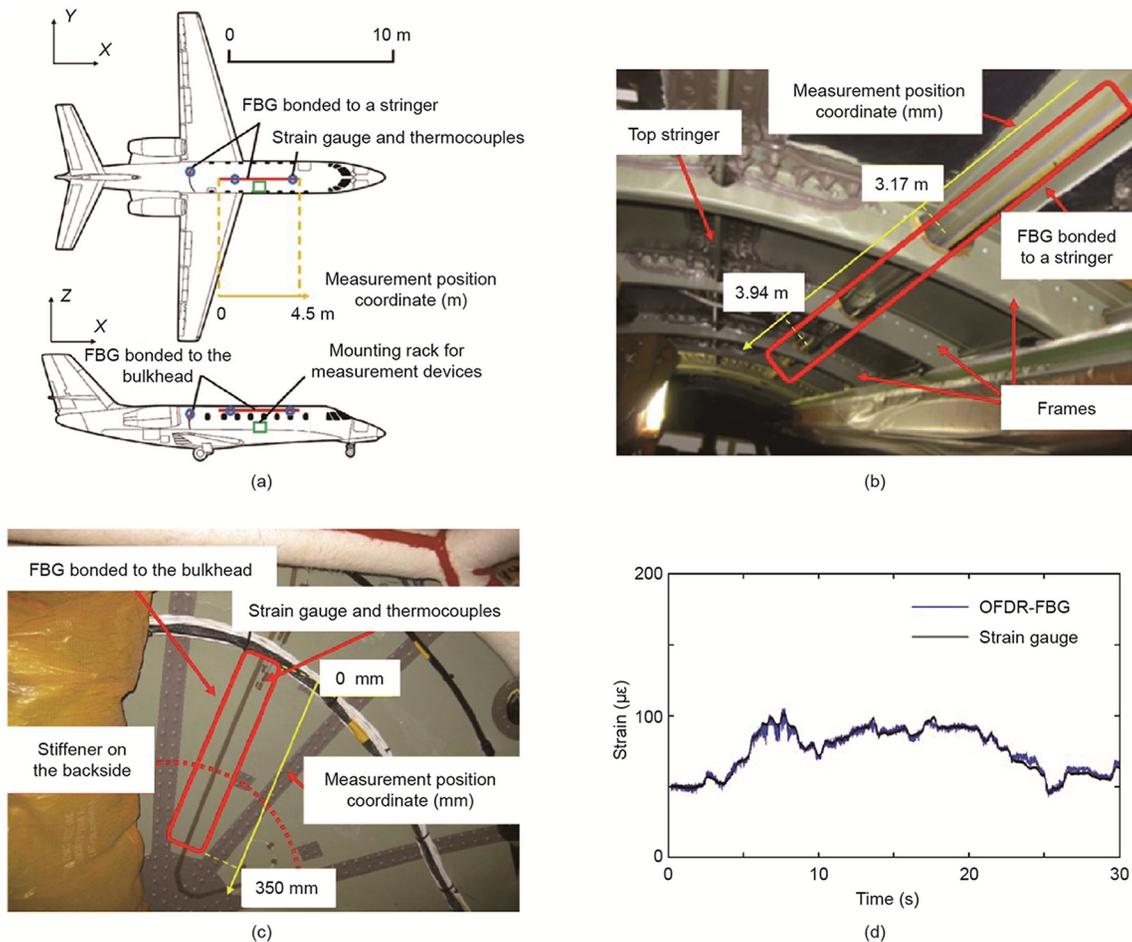


图5. 日本太空总署与东京大学合作开展OFDR-FBG分布式光纤传感监测技术验证飞行试验[34]。(a) 机载传感器与解调装置安装布局；(b) 传感器在飞机纵梁上布设实物；(c) 传感器在飞机舱壁上布设实物；(d) OFDR-FBG与电阻应变片飞行实测数据对比。

试验机对基于FBG多路复用的准分布式光纤传感监测技术进行了飞行验证[20]。该飞机的机翼、水平安定面、垂直尾翼、起落架和螺旋桨等关键部件均采用碳纤维复合材料制造,空载重量为326 kg,最大起飞重量为600 kg,巡航速度为 $240 \text{ km}\cdot\text{h}^{-1}$ ,如图6(a)[20]所示。试验选择机翼为监测对象,在机翼制造过程中将一根带有6个FBG的丙烯酸酯包层光纤埋入下翼梁帽和翼梁肋之间并固化成型,用于监测应变,如图6(b)[20]所示。在机翼下部蒙皮内侧采用胶黏剂表贴方式布设一个FBG温度传感器,用于监测温度变化,以补偿相对应的应变测量误差;采用Bitelinx BIG-SM04型解调仪采集光纤监测网络信号,并通过AHRS系统(altitude and heading reference system, AHRS)获取飞机姿态和高度等飞行参数;利用专用数据处理模块(data acquisition, processing and storage module, DAPS)将解调光谱数据转换为应变数据,连同飞参数据存储在闪存中[飞行实测应变数据如图6(c)[20]所示];通过地面标定试验建立应变-载荷方程,结合飞行校准试验校验地面标定数据并测定相关系数。在飞行实测试验中,飞机主要动作包括起飞、爬升、下降和倾斜转弯等,通过分析不同飞行状态下机翼受力情况和飞参数据得出,利用光纤监测数据测算机翼承受载荷因子(推力与重量比值)的平均误差为4.19%,验证了FBG多路复用传感技术应用于飞机机翼载荷监测的技术可行性。

## 5.2. 航天器

航天器在大气层飞行和空间运行过程中受到高温、辐照、真空、微重力、振动和冲击等复杂恶劣环境因素作用会产生不同类型和幅度的结构变形,影响航天器性能。从20世纪90年代至今欧洲空间局(European Space Agency, ESA)、NASA和美国海军研究实验室(United States Naval Research Laboratory, NRL)等机构都开展了航天器结构光纤监测技术与系统研究[35-43],正在逐步应用于航天器结构制造、测试和使用全寿命期健康监测[44-47]。

2005年ESA报道了其在航天器参数光纤监测技术上的研究计划,涉及结构变形监测的内容主要包括[38]:在尺寸稳定性要求高的卫星结构上布设光纤传感器实时监测由热辐射和振动等导致的结构变形;在具备自驱动主动变形功能的自适应复合材料结构中埋入光纤传感器实时监测主动变形量以补偿被动变形或抑制振动;在可重复使用运载器(航天飞机等)大型低温储罐和复合材料内罐上表贴或埋入光纤传感器实时监测静态和动态应变;利用光纤传感器与高速解调装置(千赫级解调频率)在地面试验中测量反射器天线的声振干扰信号;在太阳帆结构上布设光纤

传感器监测动态应变和变形。2009年ESA在Proba-2卫星上搭载光纤监测系统(fiber sensor demonstrator, FSD)进行了飞行试验,验证了FSD的空间环境适应性[39]。

在2009年至2010年间,NASA AFRC与兰利研究中心(Langley Research Center, LRC)联合在载人飞船全尺寸复合材料乘员舱上开展了FOSS地面监测试验,如图7[30-31]所示。试验将光纤传感器布设在乘员舱窗口和对接口部位,采用4通道解调仪采集光纤监测信号,通过舱内加压试验和相应的有限元建模计算分析验证了结构应变光纤监测数据的准确度。在整个测试项目最后的结构破坏性试验中,FOSS一直保持了连续可靠的应变监测性能,并成功捕捉到乘员舱结构断裂瞬间的冲击波信号。

在2011—2015年间,NASA AFRC与澳大利亚联邦科学与工业研究组织(Commonwealth Scientific and Industrial Research Organisation, CSIRO)联合开展了航天器热防护系统光纤监测试验项目,在地面试验条件下利用FOSS监测热防护结构的应变、温度、变形和冲击损伤等重要参数(图8[30-31]),验证了FOSS在航天器热防护结构健康监测中的适用性。

2013年西班牙国家太空科技研究所(Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial, INTA)在OPTOS纳型卫星上搭载光纤监测系统进行了为期两年的飞行试验,利用两个FBG在轨监测卫星结构应变和温度,通过高集成度的微型轻量化解调装置处理监测信号,并与地面标定数据进行对比,验证了光纤监测系统应用于空间环境的适用性[41]。

2016年山东航天电子技术研究所在卫星上搭载光纤光栅传感系统进行了飞行试验,实现卫星舱内、舱外温度和应变参数的在轨监测[48]。2018年北京信息科技大学研制的光纤传感监测系统搭载天仪研究院湘江新区号卫星进行了技术验证飞行试验。试验系统通过FBG多路复用组建一个应变测点、10个温度测点的监测网络,并利用可调谐激光器扫描法解调传感信号,实现在轨卫星结构应变和温度监测,如图9所示。经过两年多的飞行实试验验证了所研制的光纤传感器和微型轻量解调仪的空间环境适应性。随后,北京信息科技大学与中国空间技术研究院等单位合作在多种卫星上开展了光纤监测系统飞行试验(图10),并正在开展空间站结构与环境参数光纤在轨监测系统研发与试验验证。

## 5.3. 火箭和导弹

2015年NASA发射服务计划(Launch services program, LSP)资助了运载火箭光纤监测系统研发项目(图11[30-

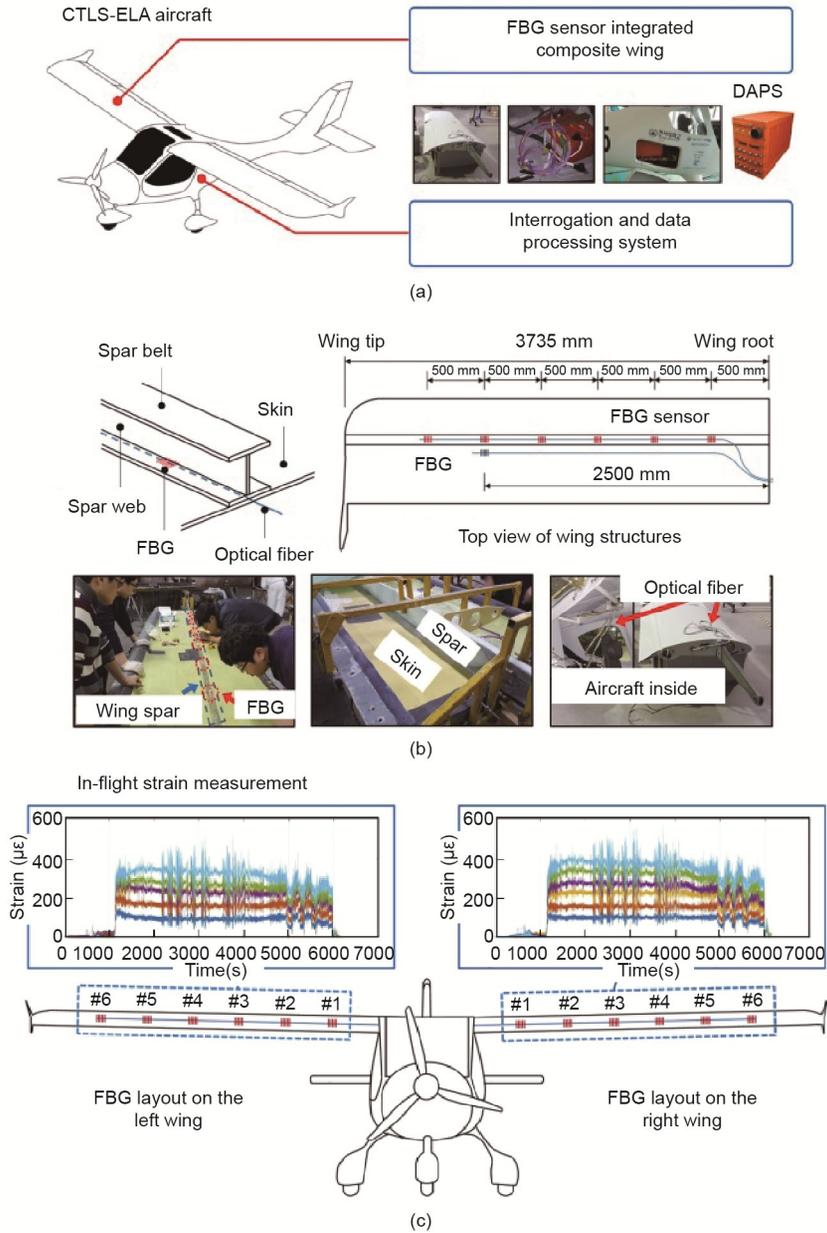


图6. 韩国科学技术院与韩国航空宇宙研究院合作开展FBG多路复用监测技术验证飞行试验[20]。(a) 机载光纤监测系统总体布局；(b) 光纤监测点布局与植入机翼工艺过程；(c) 飞行实测应变时间历程数据。

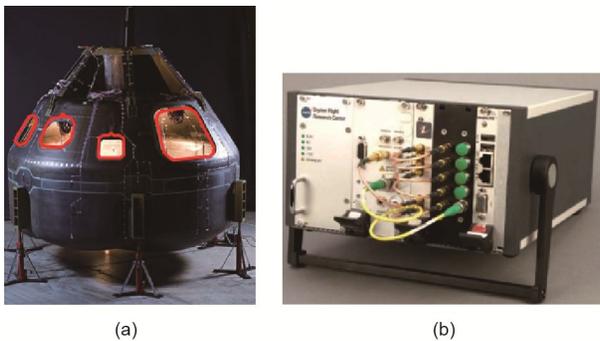


图7. NASA AFRC与LRC联合开展全尺寸复合材料乘员舱FOSS监测地面验证试验[30-31]。(a) 载人飞船乘客舱；(b) NASA开发的FOSS系统。

31]），NASA AFRC 和 马歇尔飞行研究中心（Marshall Space Flight Center, MSFC）合作研发用于运载火箭全寿命期多物理量实时测量的机载光纤监测设备，以替代电阻应变片、加速度计、热电偶、陀螺仪和推进剂传感器等传统飞行测试设备。监测参数包括应变、二维/三维变形、振动、温度、液位和电磁场等。其主要研发任务是提升 FOSS 技术指标，包括提高解调频率到 40 kHz 以测量振动信号和加速度，增加燃料液位、电磁和高频场等测量参数；开发适合火箭结构和飞行环境的机载解调设备；联合 NASA 工程与安全中心（NASA Engineering & Safety Center, NESC）和商业航天公司开展飞行试验。相关工作提



图8. NASA与CSIRO联合开展航天器热防护结构FOSS监测试验验证[30-31]。

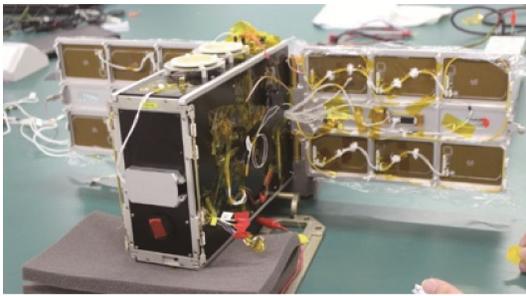


图9. 湘江新区号卫星光纤传感监测系统验证飞行试验。



图10. 北京信息科技大学在多种卫星上开展光纤监测系统飞行试验。

升了FOSS性能，推动了光纤传感技术在航天器全寿命期监测中的应用[45-47]。

## 6. 关键问题

### 6.1. 光纤传感器的布设

在飞行器结构监测工程应用中，首先要解决的关键问题是光纤传感器的可靠布设，主要包括传感器布设后对结构性能的影响和测量精度与耐用性等。目前光纤传感器在

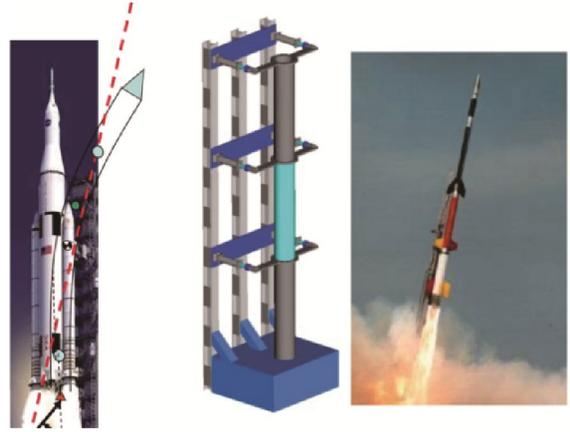


图11. NASA LSP资助AFRC和MSFC联合研发运载火箭光纤监测系统[30-31]。

飞行器结构上的布设方法主要包括粘贴、焊接和埋入，这些方法在实际应用中都存在若干问题。

粘贴布设是通过胶黏剂将光纤传感器直接裸贴或封装后间接粘贴到结构表面。这种布设方法对结构影响小，也不明显增加机载传感器的重量，但在复杂恶劣飞行环境下光纤容易折断或脱落，难以保证光纤传感器的使用寿命和安全可靠性。为了使贴装性能符合飞行器结构监测工程应用要求，需要从光纤-胶体-基体多层结构材料属性、界面应变传递、机械强度和耐久性等方面进行系统性研究。

焊接布设一般是利用激光焊、超声波焊等工艺方法将镀有金属涂覆层的光纤传感器焊接固定到飞行器结构上。采用焊接法布设的光纤传感器通常具有很高的应变传递效率，并且在恶劣飞行环境下也有更高的可靠性和耐久性。但是，采用这种布设方法会在光纤外部增加一定厚度的金属层，增加机载系统重量，并在焊接区形成应力集中和高残余应力，对飞行器结构疲劳寿命造成一定影响。

埋入布设是在复合材料结构制造过程中将光纤传感器埋入夹层固化成功能结构进行传感监测。这种布设方法的优点是利用结构基体保护光纤传感器避免其暴露在复杂恶劣的飞行环境下加速老化，并且不增加飞行器结构重量，也不影响气动外形。但是，光纤埋入后会影响复合材料结构的力学性能和疲劳寿命，光纤与基体结合界面处的应力集中也会影响光纤传感器的灵敏度和使用寿命。

目前，为了提高光纤传感器在飞行器结构上的布设可靠性和测量精度，需要重点研究以下几个方面的问题。

#### 6.1.1. 光纤涂覆层

目前光纤涂覆层主要采用丙烯酸酯或聚酰亚胺等塑料材料，这类涂覆层在复杂恶劣环境下对光纤的保护性能不理想，耐高温性能一般在400℃以下。在光纤表面镀金属层

能够提高光纤的机械稳定性,使其在复杂恶劣环境下长期使用具有更好的耐久性,并适应更高温度环境。目前已有大量工艺可在光纤表面镀金、铝、镍、铜等材料形成数百微米厚的金属镀层。但是,需要分析不同金属镀层材料与光纤和基体结合后的界面机械强度和应变传递效率,以及金属镀层厚度对界面强度和应变传递的影响。通过完备的建模分析和试验测试,选定与使用环境相适应的金属镀层材料与结构参数,使金属镀层光纤传感器在布设后同时具有高机械稳定性、高键合强度和最小应变传递损失。

#### 6.1.2. 胶黏剂

化学胶黏剂的性能是决定光纤粘贴布设性能的关键。目前普遍采用环氧胶黏剂将光纤传感器粘贴布设到飞行器结构表面,这种方法适合地面测试或短期飞行实测,尚不适用于飞行器全寿命期监测。因为这类胶黏剂与基体和光纤虽然有较好的黏合性,但其固化后胶层与光纤涂覆层间的异质界面通常会将基体应变传递效率降至90%以下,进而加大结构变形测量误差。更重要的是现有环氧胶黏剂在复杂恶劣环境下的耐老化性能不理想,尤其是难以适应高温环境。因此,需要从化学黏合性能、固化机械性能和耐老化性能等方面研发适合飞行器监测应用的特种胶黏剂和粘贴工艺。

#### 6.1.3. 应力集中

采用粘贴、焊接或埋入方法布设光纤传感器后形成的传感体是由“光纤-中间体-基体”组成的多界面系统,在复杂飞行载荷作用下传感体异质界面处容易产生应力集中,光纤和基体长期受应力集中作用会产生微裂纹,微裂纹生长会导致光纤传感器断裂失效并降低结构力学性能和疲劳寿命。因此,需要从光纤芯径、光纤包层/涂覆层材料、中间体材料、基体相容性和布设工艺参数等方面进行系统性研究,使布设光纤传感器引入的应力集中最小。

#### 6.1.4. 应变传递损失

结构变形重构精度取决于基体微观应变的测量精度。当结构变形的应变场传播至基体与光纤间的异质界面时,层间界面受应变场作用会产生微观弹性变形并反作用于基体产生逆向传播的应变场,导致布设光纤处的基体应变小于其他区域的基体应变。目前在光纤布设方法及工艺研究中通常忽略这类微观作用机制对基体应变传递效率的影响,但试验证明不考虑这类微观作用会明显增加基体应变的测量误差,尤其是对于杨氏模量较小的基体材料,如复合材料、柔性材料和超弹性材料。因此,需要结合界面力学建立基体-中间体-光纤多界面系统的应变传递损失模

型,通过模拟计算和试验相结合的方法优化多界面系统参数,使应变传递损失最小,实现基体应变的高精度测量。

#### 6.2. 监测网络布局

利用光纤光栅多路复用或分布式传感技术能够组建密集测点的大容量光纤监测网络,在结构应变测量中达到很高的空间分辨率而不明显增加监测系统的体积和重量[46-51]。但是,密集布设监测点会在一定程度上增加布设光纤数量和传感传输数据量,降低信号解调与数据处理实时性,影响监测网络的可靠性和耐久性,并增加系统使用和维护成本。NASA AFRC在全球观察者无人机上开展的全尺寸机翼二维弯曲变形光纤监测地面试验数据表明,密集布设应变监测点对提高变形测量精度的作用有限,如采用Ko位移法重构变形时将应变监测点数量分别减少13.55%和51.61%后翼尖位移测量误差变化很小,误差量分别为0.09 in和0.11 in。科赛全球-土耳其萨班哲大学复合材料技术联合研发中心的Kefal和Yildiz [52]也提出在机翼型夹层结构上稀疏布设应变监测点并结合反有限元重构算法[52],即可实现夹层结构变形的高精度测量。因此,需要合理设计监测网络布局,关键是解决网络监测点数量与变形测量精度的匹配问题,在工程应用中利用最少监测点达到变形测量要求。

#### 6.3. 机载解调装置

机载解调装置是光纤监测技术研究 with 系统研发的关键问题。在功能性方面,机载解调装置应具有小型化、轻量化、低功耗和高可靠性的共性特征,同时要满足不同采样率和传感器容量要求,并在数据通信上与机载航电设备兼容。在环境适应性方面,要能够适应振动、高低温和空间辐照等飞行环境条件。目前,NASA、Smart Fibers和Bitelinx等研发的机载解调装置已通过地面试验和飞行实测,初步验证了系统的功能性和环境适应性。但是,现有系统在性能指标、不同机载环境适应性、长期监测可靠性等方面都需要更充分的验证与评估。为了适应不同类型飞行器和复杂恶劣飞行环境的应用要求,需要提高机载解调装置的传感器容量、高频信号采样率、振动和变温环境工作稳定性,并使系统体积、重量和功耗符合机载要求。在此基础上,根据机载设备相关标准,开展环境适应性试验、可靠性试验和飞行试验,测试改进系统性能和可靠性,使其适合长期监测使用。

#### 6.4. 变形重构算法

目前,利用Ko位移法、iFEM法和模态叠加法等算法结合应变实测数据重构飞行器结构变形的研究主要是在地

面试验环境下通过模拟加载和测试对比验证了算法精度,评估了不同重构算法在机载变形监测中的适用性,但是在飞行器结构变形实时重构技术验证飞行试验方面还鲜见研究报道[53–57]。为了在飞行过程中实时监测结构变形参数,需要从重构算法的精度和效率两方面进行研究,在重构精度符合测量要求的条件下精简算法结构以提高执行效率,并研制适合机载环境的高速数据采集处理装置,通过地面模拟和飞行试验在高动态环境下测试变形重构精度与数据处理效率的匹配性。在此基础上,根据测试数据优化变形重构软硬件模块,使其适合飞行器结构变形实时监测。

### 6.5. 地面标定与实测

利用光纤传感网络监测飞行器结构变形,首先必须对被测结构在地面进行载荷标定试验,建立结构变形量与传感器测量值间的定量关系。将这种确定的对应关系应用于飞行实测数据,即可得到飞行实测变形量。这种利用地面标定数据解算飞行实测参数的方法虽然得到普遍应用,但是存在较大的不确定性。这主要是因为飞行器在实际飞行过程中结构所受载荷较地面环境下更为复杂多样,如环境温度、气压、振动、加速度等参数均不同于地面标定环境参数,这将在飞行实测结果中引入一定误差。为了获得更高精度的飞行实测结果,需要从地面模拟加载方法、标定数据处理、试验误差校正、实测数据处理与统计分析等方面进行系统性分析验证,提高地面标定数据与飞行实测工况的符合性,这是准确监测飞行器结构参数的关键所在。

### 6.6. 机载系统集成

飞行器结构变形监测的目标是在机载系统中集成一套小型、轻质、低功耗、高精度、高效率和高可靠性的监测系统,在全寿命期对结构变形进行连续实时监测,及时获取应变、位移和振动等参数信息,为飞行控制提供实时数据,提高飞行安全性并降低维护成本[58–62]。为实现这一目标,需要根据不同飞行器航电设备接口类型,集成机载光纤监测系统,主要包括硬件系统和软件系统两个部分,硬件系统主要包括光纤传感器、解调装置和高速数据采集处理装置,软件系统包括信号处理、重构算法和存储显示等模块。在此基础上完成机载系统性能测试,使其符合飞行器全寿命期监测要求。

## 7. 未来发展

自20世纪50年代至今,飞行器结构监测设备经历了

从机械式传感器(主要是机械式加速度计和应变计)到电子式多参数监控设备的发展历程,并正向光传监测的方向发展。基于光纤传感网络的飞行器结构监测技术作为一项有潜力的应用技术受到广泛的关注和研究,取得了一些实用化的技术成果,未来有望在飞行器全寿命期结构参数监测中得到广泛应用。

为了推动光纤传感技术在飞行器结构监测中的应用,需要解决机载系统组网布设、解调、重构和集成相关的关键理论、方法、核心器件和装置问题,并从成本、性能、产品、工艺、标准等方面开展工程化开发,发展高效费比的机载光纤监测技术产品。

### 7.1. 演进范式

基于光纤传感的结构监测(optical fiber-based structure health monitoring, OF-SHM)正在从实验室研究向工程应用方向演进,基本演进范式按不同类属可分为目标范式、技术范式和机型范式。这三类演进范式相互交织、迭代升级、融合发展,体现了飞行器结构光纤传感监测技术演进的内在规律。

#### 7.1.1. 目标范式

目标演进范式主要包括:降低维护成本,创新设计理念,减轻结构重量。第一代OF-SHM的应用目标是降低维护成本,即利用光纤传感数据监测结构健康状况,减少检测时间和费用,降低飞行器结构维护成本,并评估结构剩余寿命、定寿、延寿,提高使用效益。第二、第三代OF-SHM的应用目标是创新设计理念、减轻结构重量,即利用飞行器结构全寿命期的光纤监测数据进行创新优化设计,提出符合飞行器使用要求的材料与结构设计新理念,在减轻机体结构重量的同时达到高性能和高可靠性,从而获得更高效能和更大经济效益。

#### 7.1.2. 技术范式

技术演进范式主要包括:定期停机检测、非实时监测、全寿命期实时监测。定期停机检测是将光纤传感器永久性地布设到飞行器结构上,而不安装机载信号采集处理装置,定期在停机状态下连接专用装置检测结构状态。非实时监测是在飞行器结构上布设光纤传感网络并安装机载信号解调、采集、处理和存储装置,将实测数据存储在机载记录设备中,周期性地在停机状态下提取实测数据监测结构状态。全寿命期实时监测是利用机载光纤监测系统在飞行器全寿命期连续监测结构状态参数,能够在飞行状态下实时处理监测数据,并在必要且安全的条件下将关键信息传送至远程基站。

### 7.1.3. 机型范式

机型演进范式主要包括：老龄飞机和无人飞行器（无人机、卫星、空间探测器等）、新型军用飞机、民用飞机。决定机型范式演进的关键因素是效费比，主要涉及对性能的提升作用、安全性和成本收益。目前，降低老龄飞机的检测维护成本，在可接受的效费比下提高无人飞行器的性能，是推动光纤监测技术应用的主要动力。未来光纤监测技术将逐步应用于新型军机和民用飞机，以获得更高的性能、更好的安全性和更高的经济效益。

### 7.2. 标准化

面向飞行器结构监测工程应用需求，需要开展标准化的机载光纤监测系统产品开发与认证。重点是以飞行器全寿命期结构监测技术指标和机载环境使用条件为基准，联合飞行器设计、制造和测试单位，研究解决机载光纤监测系统细分各项性能指标中的关键技术与器件问题，开展从设计、制造、系统、环境到适航的技术验证，并迭代研发让各项技术符合机载使用标准且固化形成系统产品，建立技术标准和产品制造测试工艺流程，先在军用飞机（尤其是新型无人机、14年以上机龄的老龄飞机）和卫星、空间探测器等飞行器上获得应用。

### 7.3. 新材料

随着材料技术的发展，新型飞行器大量使用复合材料制造，以减轻结构重量、提高飞行性能、降低飞行成本，这推动了飞行器结构设计制造技术的发展[62-65]。同时，变体飞行器等新概念飞行器对柔性蒙皮的应用需求也促进了柔性复合材料等新材料技术的发展[66-69]。飞行器设计理念的进步和新材料的应用给光纤传感监测技术的应用发展带来了机遇，成为推动新技术工程应用的重要动力，但同时也带来了新的挑战，需要根据复合材料组成成分、组织形式和性能特点，从传感器布设、应变传递效率、传感灵敏度、网络布局、载荷计算与重构、系统可靠性等方面开展有针对性的研究，发展与新材料相适应的光纤传感监测技术方法和系统。

### 7.4. 智能化

人工智能研究领域自1956年在达特茅斯会议上被正式确立以来，在60多年的演进与发展中两起两落。近年来，得益于大数据和云计算等新技术的发展，以及深度学习等新方法的提出，人工智能进入发展的新阶段，正逐渐在航空航天等领域得到应用，呈现跨界融合、人机协同和自主操控等特征[66-70]。

在飞行器结构光纤监测中，利用智能算法进行监测信

号处理、多传感器数据融合、统计模式识别和寿命预测评估，并结合高速微型低功耗的专用芯片技术，发展智能机载光纤监测系统是未来发展的重要方向。同时，可将光纤监测数据反馈给飞控系统，通过智能控制算法实时处理并调整飞控参数，可使飞行器在不同变形状态下保持良好的飞行稳定性和安全性。智能化发展中，需要解决的主要问题包括：在复杂多变的飞行环境和有限次飞行任务下，利用有限的实测数据训练精确的模型算法；采用高效算法和高性能芯片解决数据处理精度和实时性匹配问题；研发高效费比的智能系统，在提升性能、保证安全和节约成本上体现明显优势。

### 7.5. 生态化

生态化是单机监测技术的新概念和未来发展的重要方向，指的是在单机监测中将内置轻量卷积神经网络等智能算法的边缘计算装置与光纤传感网络系统结合起来，构建具备感知、计算、分析、识别、评估、预测和决策等功能的机载实时监测系统。

随着飞行器单机监测技术向着全寿命期实时监测的方向不断发展，基于边缘计算与智能算法的实时数据处理技术将在单机监测中发挥重要作用。光纤监测系统核心功能（如特征提取、载荷计算与预测决策等）的数据处理平台将由地面基站迁移至机载终端，在单机上形成从传感输入到决策输出的监测生态系统。生态化的单机监测系统将具备三个关键特征：集成光纤传感网络、信号解调与数据处理、载荷反演计算、关键参数记录与传输、状态评估与预测决策等模块的一体化特征；信号采集、数据处理与预测决策全信息链的实时化特征；具备感知与决策能力的智能化特征。这种生态模式将解决单机监测的三个关键问题：避免记录或发送不具有关键意义的原始数据，减轻通信网络与存储端的沉重负担，在航空航天大数据迅速发展的大趋势下，这将大幅减轻通信网络负荷，并降低全寿命期监测大数据存储成本；避免由远程传输计算导致的过大时延、数据丢失、信息链路不安全等问题，这对于实时性和安全性要求高的监测任务至关重要；避免地面基站集中计算在效能与成本上存在的一系列问题，这对推动机群监测大数据技术的应用发展有重要作用。

### 7.6. 协同化

飞行器监测的未来发展方向是从局部化的单机监测演变为全局化的机群监测和整体性的大数据分析决策[71-74]。基于边缘计算的单机监测生态终端、分布式架构的加密通信网络、高安全性的云计算核心和大数据中心将构

建起云边协同的飞行器监测网络体系。

飞行器监测的云边协同网络体系将更好地解决群体性、全时性、高效能和经济性问题，主要体现在四个方面：通过分布式计算、关键信息回传和云核心大数据处理，实现机群整体性监测和全局状态评估与预测决策；通过将原始数据处理迁移到位于网络边缘的单机监测终端，只传送关键信息至云计算中心，可大幅减小云核心处理和存储的数据量，更高效地管理机群全寿命期全时间历程监测数据；利用机群全寿命监测大数据深度挖掘分析结果，创新飞行器材料与结构设计理念，减轻结构重量，提升飞行性能和可靠性，使飞行器具备更高效费比；依据云核心预测信息，准确评估机群中各单机寿命，按单机个体实际状况差异化、精准化地定寿，精细化管理单机退役时间，在允许的条件范围内最大限度延寿，节约成本，提高经济性。

## 8. 结论

光纤传感技术以其独特优势特别适合机载环境下飞行器结构变形实时监测，并有潜力应用于飞行器全寿命期结构健康监测与寿命评估。近30年来，国内外研究人员从理论与方法、技术与系统和工程应用等方面开展了飞行器结构光纤监测研究工作，取得了一定进展。本文梳理了飞行器结构变形监测技术的发展历程，分析了光纤传感监测的主要技术类型、技术优缺点、机载适用性、变形重构算法和典型应用案例，指出了当前需要研究解决的关键问题和工程应用的主要演进范式，并结合新材料、标准化和智能化等内容探讨了未来发展方向。希望本文的研究工作能对飞行器结构光纤传感监测技术的应用发展提供一定的参考和指导意义，并能抛砖引玉地带来进一步的深入研究和探讨。

## 致谢

本工作得到了国家自然科学基金(51705024、51535002、51675053、61903041、61903042、61903041)、国家重点研发计划(2016YFF0101801)、国家高技术研究发展计划(2015AA042308)、创新装备预研重点基金项目(6140414030101)、载人航天预研项目(20184112043)、北京市自然科学基金(F7202017和4204101)、北京市新星科技计划(Z191100001119052)的资助。

## Compliance with ethics guidelines

Lianqing Zhu, Guangkai Sun, Weimin Bao, Zheng You, Fanyong Meng, and Mingli Dong declare that they have no conflict of interest or financial conflicts to disclose.

## References

- [1] Rajan G, Prusty BG. Structural health monitoring of composite structures using fiber optic methods. New York City: CRC Press; 2017.
- [2] Staszewski WJ, Boller C, Tomlinson GR. Health monitoring of aerospace structures: smart sensor technologies and signal processing. Hoboken: John Wiley & Sons, Ltd.; 2003.
- [3] Yuan FG. Structural health monitoring (SHM) in aerospace structures. Cambridge: Woodhead Publishing; 2016.
- [4] Wada D, Igawa H, Tamayama M, Kasai T, Arizono H, Murayama H. Flight demonstration of aircraft wing monitoring using optical fiber distributed sensing system. *Smart Mater Struct* 2019;28(5):055007.
- [5] Jutte CV, Ko WL, Stephens CA, Bakalyar JA, Richards WL. Deformed shape calculation of a full-scale wing using fiber optic strain data from a ground loads test. Report. Washington, DC: National Aeronautics and Space Administration; 2011 Dec 1.
- [6] Ko WL, Richards WL, Tran VT. Displacement theories for in-flight deformed shape predictions of aerospace structures. Report. Washington, DC: National Aeronautics and Space Administration; 2007 Oct 1.
- [7] Nishio M, Takeda N. Shape reconstruction of composite structures with monitoring of modeling changes using Brillouin-scattering based distributed optical fiber strain sensor network. In: Proceedings of Conference on Smart Sensor Phenomena, Technology, Networks, and Systems; 2009 Apr 7; San Diego, CA, USA; 2009.
- [8] Zhao S, Cui J, Chen M. Review on optical fiber shape sensing technology. *Opt Precis Eng* 2020;28(1):10–29. Chinese.
- [9] Gherlone M, Cerracchio P, Mattone M. Shape sensing methods: review and experimental comparison on a wing-shaped plate. *Prog Aerosp Sci* 2018;99: 14–26.
- [10] Cerracchio P, Gherlone M, Di Sciuva M, Tessler A. Shape and stress sensing of multilayered composite and sandwich structures using an inverse finite element method. In: Proceedings of the 5th International Conference on Computational Methods for Coupled Problems in Science and Engineering; 2013 Jun 17–19; Ibiza, Spain; 2013.
- [11] Foss GC, Haugse ED. Using modal test results to develop strain to displacement transformations. In: Proceedings of the 13th International Conference on Modal Analysis; 1995 Feb 13–16; Nashville, TN, USA; 1995.
- [12] Rao YJ. Recent progress in ultra-long distributed optical fiber sensing. *Acta Phys Sin* 2017;66(7):074207. Chinese.
- [13] Kuang Y, Wu H, Zhang J, Zhou H, Zheng H, Huang L, et al. Advances of key technologies on distributed fiber system for multi-parameter sensing. *Opto Electron Eng* 2018;45(9):170678. Chinese.
- [14] Liu TG, Yu Z, Jiang JF, Liu K, Zhang XZ, Ding ZY, et al. Advances of some critical technologies in discrete and distributed optical fiber sensing research. *Acta Phys Sin* 2017; 66(7): 070705. Erratum in: *Acta Phys Sin* 2017; 66(9): 099901. Chinese.
- [15] Fedorov AY, Kosheleva NA, Matveenko VP, Serovaev GS. Strain measurement and stress analysis in the vicinity of a fiber Bragg grating sensor embedded in a composite material. *Compos Struct* 2020;239:111844.
- [16] Tian K, Zhang M, Yu J, Jiang Y, Zhao H, Wang X, et al. High sensitivity, low temperature-crosstalk strain sensor based on a microsphere embedded Fabry–Perot interferometer. *Sens Actuators A* 2020;310:112048.
- [17] Kumar A, Subhashree Ojha NN, Kumar N. Highly sensitive single-fiber MZI configuration for weight sensing. *Opt Laser Technol* 2020;130:106334.
- [18] Wang G, Song Q, Peng H, Xiao Q, Zhao D, Jia B. Dual-wavelength Michelson interferometer employing time delay estimation for distributed disturbance location. *Opt Fiber Technol* 2020;56:102181.
- [19] Di Sante R. Fibre optic sensors for structural health monitoring of aircraft

- composite structures: recent advances and applications. *Sensors* 2015;15(8): 18666–713.
- [20] Kwon H, Park Y, Kim JH, Kim CG. Embedded fiber Bragg grating sensor-based wing load monitoring system for composite aircraft. *Struct Health Monit* 2019;18(4):1337–51. Erratum in: *Struct Health Monit* 2019;20(3):1051.
- [21] Koch J, Angelmahr M, Schade W. Arrayed waveguide grating interrogator for fiber Bragg grating sensors: measurement and simulation. *Appl Opt* 2012; 51(31): 7718–23.
- [22] Zhang H. Shape perception and reconstruction for flexible plate structure based on discrete orthogonal FBG network [dissertation]. Shanghai: Shanghai University; 2015. Chinese.
- [23] Tessler A, Spangler JL, Matteone MC, Gherlone M, Di Sciuva M. Real-time characterization of aerospace structures using onboard strain measurement technologies and inverse finite element method. Report. Washington, DC: National Aeronautics and Space Administration; 2011.
- [24] Gherlone M, Cerracchio P, Mattone M, Di Sciuva M, Tessler A. Shape sensing of 3D frame structures using an inverse finite element method. *Int J Solids Struct* 2012;49(22):3100–12.
- [25] Kefal A, Tessler A, Oterkus E. An efficient inverse finite element method for shape and stress sensing of laminated composite and sandwich plates and shells. Report. Washington, DC: National Aeronautics and Space Administration; 2018 Jul 1.
- [26] Tessler A, Roy R, Esposito M, Surace C, Gherlone M. Shape sensing of plate and shell structures undergoing large displacements using the inverse finite element method. *Shock Vib* 2018;2018:8076085.
- [27] Vazquez SL, Tessler A, Quach CC, Cooper EG, Parks J, Spangler JL. Structural health monitoring using high-density fiber optic strain sensor and inverse finite element methods. Report. Washington, DC: National Aeronautics and Space Administration; 2005.
- [28] Quach CC, Vazquez SL, Tessler A, Moore JP, Cooper EG, Spangler JL. Structural anomaly detection using fiber optic sensors and inverse finite element method. In: *Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*; 2005 Aug 15–18; San Francisco, CA, USA; 2012.
- [29] Ko WL, Fleischer VT. Extension of Ko straight-beam displacement theory to deformed shape predictions of slender curved structures. Report. Washington, DC: National Aeronautics and Space Administration; 2011 Apr 1.
- [30] Chan P. Fiber Optics sensing system (FOSS) at NASA Armstrong Flight Research Center (AFRC): summary and recent deployments. Report. Washington, DC: National Aeronautics and Space Administration; 2018.
- [31] Richards L, Parker AR, Piazza A, Chan P, Hamory P, Pena F. NASA Armstrong Flight Research Center (AFRC) fiber optic sensing system (FOSS) technology. Report. Washington, DC: National Aeronautics and Space Administration; 2014.
- [32] Richards WL, Parker AR Jr, Ko WL, Piazza A, Chan P. Application of fiber optic instrumentation. Report. Washington, DC: National Aeronautics and Space Administration; 2012 Jul 1.
- [33] Kressel I, Dorfman B, Botsev Y, Handelman A, Balter J, Pillai ACR, et al. Flight validation of an embedded structural health monitoring system for an unmanned aerial vehicle. *Smart Mater Struct* 2015;24(7):075022.
- [34] Wada D, Igawa H, Tamayama M, Kasai T, Arizono H, Murayama H, et al. Flight demonstration of aircraft fuselage and bulkhead monitoring using optical fiber distributed sensing system. *Smart Mater Struct* 2018;27(2):025014.
- [35] Shoenfelt NM. Fiber optic sensors for the military. Report. Picatinny Arsenal: US Army Armament Research, Development and Engineering Center; 1991 Feb. Report No.: ARFSD-TR-90024.
- [36] Friebele EJ, Askins CG, Bosse AB, Kersey AD, Patrick HJ, Pogue WR, et al. Optical fiber sensors for spacecraft applications. *Smart Mater Struct* 1999;8(6): 813–38.
- [37] Friebele EJ, Askins CG, Miller GA, Peele JR, Wasserman LR. Optical fiber sensors for spacecraft: applications and challenges. In: *Proceedings of the Photonics for Space Environments IX*; 2004 Aug 2–6; Denver, CO, USA; 2004.
- [38] Mckenzie I, Karafolas N. Fiber optic sensing in space structures: the experience of the European Space Agency. In: *Proceedings of the 17th International Conference on Optical Fiber Sensors*; 2005 May 23–27; Bruges, Belgium; 2005.
- [39] Orr JS, Trevino LC, Dalton CL. Advanced optical sensor technology: launch vehicle and spacecraft applications. In: *Proceedings of AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*; 2014 Jun 16–20; Atlanta, GA, USA; 2014.
- [40] Reutlinger A, Glier M, Zuknik KH, Hoffmann L, Müller M, Rapp S, et al. Fiber optic sensing for telecommunication satellites. In: *Proceedings of the International Conference on Space Optics*; 2008 Oct 14–17; Toulouse, France; 2017.
- [41] Heredero RL, Frövel M, Laguna H, Belenguier T. In-orbit demonstration of fiber optic sensors based on Bragg gratings. In: *Proceedings of International Conference on Space Optics*; 2018 Oct 9–12; Chania, Greece; 2019.
- [42] Putzer P, Koch AW, Plattner M, Humi A, Manhart M. Design of a fiber-optic interrogator module for telecommunication satellites. In: *Proceedings of International Conference on Space Optics*; 2012 Oct 9–12; Ajaccio, France; 2017.
- [43] Humi A, Lemke NMK, Roner M, Obermaier J, Putzer P, Kuhenuri Cham N. Fiber optical sensing on-board communication satellites. In: *Proceedings of International Conference on Space Optics*. 2014 Oct 7–10; Tenerife, Spain; 2017.
- [44] Shao F, Yang N, Sun W, Shen J, Zhang J. Research on spacecraft structural health monitoring based on optical fiber sensing technology. *Spacecr Eng* 2018; 27(2): 95–103. Chinese.
- [45] Girard S, Morana A, Ladaci A, Robin T, Mescia L, Bonnefois JJ, et al. Recent advances in radiation-hardened fiber-based technologies for space applications. *J Opt* 2018;20(9):093001.
- [46] Riziotis C, Eineder L, Bancallari L, Tussiawand G. Fiber optic architectures for strain monitoring of solid rocket motors' propellant. *Sens Lett* 2013; 11(8): 1403–7.
- [47] Siivola J, Minakuchi S, Takeda N. Dimpling monitoring and assessment of satellite honeycomb sandwich structures by distributed fiber optic sensors. *Procedia Eng* 2017;188:186–93.
- [48] Shen J. Research on on-orbit condition monitoring technology of spacecraft structure based on optical fiber sensing [dissertation]. Xi'an: Xidian University; 2019. Chinese.
- [49] Iele A, Leone M, Consales M, Persiano GV, Brindisi A, Ameduri S, et al. Load monitoring of aircraft landing gears using fiber optic sensors. *Sens Actuators A* 2018;281:31–41.
- [50] Gutiérrez N, Fernández R, Galvín P, Lasagni F. Fiber Bragg grating application to study an unmanned aerial system composite wing. *J Intell Mater Syst Struct* 2019;30(8):1252–62.
- [51] Iadicco A, Natale D, Di Palma P, Spinaci F, Apicella A, Campopiano S. Strain monitoring of a composite drag strut in aircraft landing gear by fiber Bragg grating sensors. *Sensors* 2019;19(10):2239.
- [52] Kefal A, Yildiz M. Modeling of sensor placement strategy for shape sensing and structural health monitoring of a wing-shaped sandwich panel using inverse finite element method. *Sensors* 2017;17(12):2775.
- [53] Chen S. Research on deformation measurement and reconstruction method for composite structures based on strains [dissertation]. Xi'an: Xidian University; 2018. Chinese.
- [54] Liu P. Research on spatial truss structure morphology monitoring technology based on distributed optical fiber sensing technology [dissertation]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics; 2019. Chinese.
- [55] Ko WL, Richards WL, Fleischer VT. Applications of Ko displacement theory to the deformed shape predictions of the doubly-tapered Ikhana wing. Report. Washington, DC: National Aeronautics and Space Administration; 2009 Oct 1.
- [56] Johnson WL, Rhys NO, Bradley DE, Wollen M, Kutter B, Gravlee M, et al. Cryogenic orbital testbed (CRYOTE) ground test article. Report. Washington, DC: National Aeronautics and Space Administration; 2015 Oct.
- [57] Wang H, Xiang P, Jiang L. Strain transfer theory of industrialized optical fiberbased sensors in civil engineering: a review on measurement accuracy, design and calibration. *Sens Actuators A* 2019;285:414–26.
- [58] Goossens S, De Pauw B, Geernaert T, Salmanpour MS, Khodaei ZS, Karachalios E, et al. Aerospace-grade surface mounted optical fiber strain sensor for structural health monitoring on composite structures evaluated against inflight conditions. *Smart Mater Struct* 2019;28(6):065008.
- [59] Hegedus G, Sarkadi T, Czigany T. Self-sensing composite: reinforcing fiberglass bundle for damage detection. *Compos Part A* 2020;131:105804.
- [60] Hoffman J, Waters DH, Khadka S, Kumosa MS. Shape sensing of polymer core composite electrical transmission lines using FBG sensors. *IEEE Trans Instrum Meas* 2020;69(1):249–57.
- [61] Nicolas MJ, Sullivan RW, Richards WL. Large scale applications using FBG sensors: determination of in-flight loads and shape of a composite aircraft wing. *Aerospace* 2016;3(3):18.
- [62] Zhu L, Sun G, Li H, Dong M. Intelligent and flexible morphing wing technology: a review. *J Mech Eng* 2018;54(14):28–42. Chinese.
- [63] Jenett B, Calisch S, Cellucci D, Cramer N, Gershenfeld N, Swee S, et al. Digital morphing wing: active wing shaping concept using composite lattice-based cellular structures. *Soft Robot* 2017;4(1):33–48.
- [64] Di Luca M, Mintchev S, Heitz G, Noca F, Floreano D. Bioinspired morphing wings for extended flight envelope and roll control of small drones. *Interface Focus* 2017;7(1):20160092.
- [65] Koreanschi A, Sugar Gabor O, Acotto J, Brianchon G, Portier G, Botez RM, et al. Optimization and design of an aircraft's morphing wing-tip demonstrator

- for drag reduction at low speed, Part I—aerodynamic optimization using genetic, bee colony and gradient descent algorithms. *Chin J Aeronaut* 2017; 30(1): 149–63.
- [66] Wang X, Liu Z, Cong Y, Li J, Chen H. Miniature fixed-wing UAV swarms: review and outlook. *Acta Aeronaut et Astronaut Sin* 2020; 41(4): 023732. Chinese.
- [67] Yang C, Liu J, Xiong Z, Lai J, Xiong J. Brain-inspired navigation technology integrating perception and action decision: a review and outlook. *Acta Aeronaut et Astronaut Sin* 2020;41(1):023280. Chinese.
- [68] Niu W. Intelligent air passenger transportation system utilizing integrated space-ground information network. *Acta Aeronaut et Astronaut Sin* 2019;40(1): 522415. Chinese.
- [69] Li L, Xie L, Zhang Y, Wu Q. Application of data mining in intelligence test of launch vehicles. *Acta Aeronaut et Astronaut Sin* 2018; 39(Suppl 1): 722203. Chinese.
- [70] Chen S, Chu L, Yang X, Cai D. Application of state prediction neural network control algorithm in small reusable rocket. *Acta Aeronaut et Astronaut Sin* 2019; 40(3):322286. Chinese.
- [71] Meng S, Ye Y, Yang Q, Huang Z, Xie W. Digital twin and its aerospace applications. *Acta Aeronaut et Astronaut Sin* 2020;41(9):023615. Chinese.
- [72] Kong X, Cai J, Zhang L, Tang J, Hou C. Research status and development trend of big data in aviation system. *Acta Aeronaut et Astronaut Sin* 2018; 39(12): 022311. Chinese.
- [73] Pei Y, Song B, Shi S. Analysis method of aircraft combat survivability: progress and challenge. *Acta Aeronaut et Astronaut Sin* 2016;37(1):216–34. Chinese.
- [74] Zhang Z, Zhu X, Zhu S, Zhang M, Du W. Unsupervised evaluation of airspace complexity based on kernel principal component analysis. *Acta Aeronaut et Astronaut Sin* 2019;40(8):322969. Chinese.