

# 飞机结构应变监控技术研究进展



张彦军\*,王斌团,宁宇,薛海峰,彭航

航空工业第一飞机设计研究院,陕西 西安 710089

**摘要:** 本文介绍了飞机结构强度关键表征参数——应变监控技术的研究进展,探讨了当前基于飞行参数结合传统应变的结构部位受力状态监测技术的有效性,以及光纤光栅技术在结构应变监测中的应用。研究表明,采用飞行参数结合应变监控技术,可为飞机载荷监测与修正、结构响应监控、结构延寿和维修管理,提供重要的数据输入和技术手段。

**关键词:** 应变; 光纤; 监控; 结构健康; 疲劳

中图分类号: V215

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2020.07.015

作为飞机结构完整性的重要组成部分,结构载荷、变形、受力、寿命等因素的监控与管理贯穿于飞机结构设计、制造、试验和服役使用的全过程。美国、欧洲等航空技术相对发达的国家,飞机结构监控和管理技术经过半个多世纪的发展,走在前列并已取得工程化成果。20多年来,结构健康监测与诊断技术一直是国外研究的热点领域,部分技术已开始在新型飞机上使用<sup>[1]</sup>。而基于结构应变的健康监控是目前最有前景的方法之一。

本文简要介绍了当前国内外基于应变监控的总体研究情况、工程应用情况,以及光纤技术在结构健康监测中的研究概况,并探讨了飞机结构应变监控的难点。

## 1 基于结构应变的监控方法

飞机结构应变监控采用应变传感器(传统应变片或光纤传感器等)实时采集关键结构应变历程,以跟踪结构中应力应变分布及变化信息。

应变监控的目的是通过测量得到的应变数据构建、校验和修正飞机结构关键部位的载荷方程,提高关键部位局部载荷或应力的预测精度。应变监控无法直接监控结构表面的损伤,但可通过实测应变数据、计算方法和评估判据(建立裂纹萌生与扩展识别模型),来间接实现对损伤和寿命的监控。应变监控除了应用传统应变片,光纤光栅传感器(fiber bragg grating, FBG)以其可测量量多和自身诸多优越性能正在受到大量研究关注<sup>[2]</sup>。

基于结构应变的监控关键在于关联结构载荷模型的建

立。飞机结构受力复杂、不同任务段载荷情况差异大,需要通过全机有限元分析和全机静力或疲劳试验,建立各关键部位上的应变与飞行参数之间的转换方程,以及部位的应力变化历程数据,并据此分析评估薄弱部位的强度和疲劳特性。

当前试飞和服役飞机装备有飞参记录系统,只需要通过加装应变传感器,即可实现关键部位的监控。国外大多数飞机目前都采用以关键部位应变监控和飞行参数监控混合的监控方式,如F-35<sup>[3]</sup>、F-22<sup>[4]</sup>、EF2000<sup>[5]</sup>、A400M<sup>[6]</sup>、F/A-18<sup>[7]</sup>等飞机。

## 2 国外研究情况

### 2.1 总体研究情况

美、欧针对飞机结构监控已从监控机理、试验验证到机载实现等方面开展了大量的地面试验和飞行验证研究,并通过飞行实测、有限元模拟以及全机试验标定等针对飞机不同的结构部位建立了较为完整的模板数据库<sup>[3,8]</sup>。

当前国外投入应用的结构健康监测(structural health monitoring, SHM)技术,多以传统应变和飞行参数混合监控为主,同时光纤应变监控正处于大量地面试验和初步的飞行试验研究中。

### 2.2 应变监控应用情况

F-35的健康监测与管理(prognosis and health management, PHM)系统代表了目前美军能够达到的自主式后勤保障维护的最高水平。F-35的PHM系统通过采用应变片在线监测结合飞行参数监测,对金属结构进行监测

收稿日期: 2020-05-07; 退修日期: 2020-06-15; 录用日期: 2020-06-20

\*通信作者: Tel.: 18502968752 E-mail: sakerzyj@163.com

引用格式: Zhang Yanjun, Wang Bintuan, Ning Yu, et al. Research progress on strain monitoring technology for aircraft structures[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(07): 109-114. 张彦军, 王斌团, 宁宇, 等. 飞机结构应变监控技术研究进展[J]. 航空科学技术, 2020, 31(07): 109-114.

和预测。采用PHM技术可使F-35的故障不能复现率减少82%,使维修人力减少20%~40%,后勤保障规模减小50%,出动架次率提高25%,使飞机的使用与保障费用比过去的机种减少了50%以上<sup>[3]</sup>。

F-22飞机安装了应变传感器进行飞行中的结构部位监控。结合飞参数据共建立了278个载荷计算方程以及800多个控制点应力计算方程。同一种载荷和同一控制点应力都至少有三个不同的方程,分别对应飞机亚声速、跨声速、超声速和舱门开启等状态<sup>[4]</sup>。

芬兰从2007年开始采用神经网络方法对F/A-18飞机进行结构健康监控及评估。以飞参和实测应变数据作为原始数据,采用人工神经网络方法建立控制点载荷方程,评估结构部位的疲劳寿命消耗。给出的后机身壁板、机翼前缘、后梁和垂尾连接接头等控制点的载荷方程预测结果表明,预测值与测量值基本吻合<sup>[7]</sup>。

欧洲EF2000飞机安装了SHM系统,通过采用参数型监控方式时,各控制点上的应力值通过与模板进行比较和迭代加以确定。该飞机共建立了17500个模板,构成了模板数据库用于实际使用监控<sup>[5,9]</sup>。

波兰开展了苏-22载荷监测和延寿研究。在6架飞机上安装了载荷监测系统,在机身、起落架与机翼连接、机翼关键部位等布置8个应变和三个加速度采集通道。根据采集数据评估了结构的疲劳寿命消耗,其基准使用寿命通过全尺寸耐久性试验结果确定。该项研究使延寿计划取得了成功<sup>[10]</sup>。

日本F-2飞机在实施载荷监控过程中,利用多元回归分析技术构建了22个载荷方程来计算飞机结构的主传力部件上的载荷,方程系数通过对飞机实测飞行参数和应变数据的多元线性回归分析确定<sup>[11]</sup>。

C-130J飞机的SHM系统通过飞机关键结构上的一系列控制点得到预计应力,并按疲劳方法评估每次飞行的严酷度。机翼下翼面监控应力与设计应力对比吻合很好<sup>[12]</sup>。根据与设计使用情况预计结果的比较,安排合理检修计划。

L. Molent等基于F/A-18的工作数据,提出了一种将机上结构应变测量数据和飞机飞行参数统一起来的方法,能够评估战斗机的疲劳寿命,是第一个根据已退役的F/A-18飞机上的疲劳损伤情况来验证单机寿命监控的有效性<sup>[13]</sup>。

### 2.3 光纤应变监控研究情况

航空领域对光纤光栅传感器技术非常重视。仅波音公司就注册了多个FBG传感器技术专利。2002年,B.Daniel等把FBG温度和应变传感器安装在A340-600客机机身,实现对该型客机结构的载荷标定<sup>[14]</sup>。

意大利通过对翼梁采用光纤传感器和数值分析,从局部应变重构了结构件的完整应变场,并对每种传感器布局,比较了预估载荷和真实载荷之间的误差,吻合较好<sup>[15]</sup>。

日本将光纤传感器安装于飞机机身舱门附近内表面的两个位置。使用三根光纤获取了17处应变数据,而相同数量的传统应变获取则需要至少34根电缆<sup>[16]</sup>。

以色列开展了基于光纤的长航时无人机健康与使用监测系统(health and usage monitoring system, HUMS)研究。通过机翼和尾梁上安装的54个FBG传感器,对振动特征和实际载荷条件进行跟踪。目的是检测和识别单个无人机正常使用中的危险情况,促使采取必要的纠正措施和维修<sup>[17]</sup>。

加拿大国家研究院(national research council, NRC)开发了F/A-18战斗机机翼从简单悬臂梁到全尺寸的SHM测试平台。制造了全尺寸翼盒结构并在关键位置预制疲劳裂纹。同时评估了声发射、超声、光纤应变传感器和NRC研制的裂纹识别传感器在模拟条件下识别此类损伤并持续监测其扩展的能力,以及环境条件对传感器信号的影响<sup>[18]</sup>。还开展了在F/A-18飞机全尺寸疲劳试验中使用光纤应变传感器来取代传统应变片的研究。通过光纤传感器感知试验中光纤方向2371个位置的轴向应变。试验测量了6m长光纤上以2.6mm为间隔的各点应变,并使用线性最小二乘法给出了水平尾翼展向载荷方程。载荷对比表明光纤测量精度满足工程要求<sup>[19]</sup>。

以色列研究了直升机复材桨叶的视情维修,通过在S-76直升机主桨叶后缘安装光纤传感器,对载荷作用下的应变信息进行实时监控以发现损伤<sup>[20]</sup>。

空客公司开展了ATR72-600全尺寸复合材料飞机的飞行试验和地面试验,在壁板上粘贴了由40个传感器组成的光纤传感器网络,同时还采用压电传感器网络来监测结构的冲击损伤。期望未来通过飞行和地面结构部件的监测能力提升,更新载荷标准并校准用于疲劳分析的一些参数<sup>[21]</sup>。

为解决光纤传感数据和其他飞行测试数据的同步和校正难题,荷兰宇航中心(netherlands aerospace center, NLR)研发集成光纤传感技术和传统数据采集设备系统。同时NLR正在“Clean Sky”项目下开展将基于光纤传感的健康系统用于飞机运动部件的研究。预计在2020年该项目完成后,基于光纤传感的结构健康监控系统成熟度将达到7级,未来有望进一步将该系统成熟度发展到9级并投入商业运营<sup>[22]</sup>。

## 3 国内研究情况

### 3.1 技术方法研究

国内不少学者开展了基于应变监控相关的技术方法研究。

姚卫星<sup>[23]</sup>等面向结构疲劳寿命在线监测提出了一种基于物理原型的疲劳载荷的反演和寿命评估方法。通过对疲劳危险部位附近应变场监测,反演结构所受外载荷,然后获得结构的疲劳寿命。耳片疲劳寿命在线监测试验表明预测结果与试验结果相比在两倍误差带内,吻合很好。

殷之平<sup>[24]</sup>等围绕飞行载荷参数识别问题及相关技术方法进行了研究与验证,提出了从原始飞行数据到关键部位载荷数据的完整思路与方法,编制了有一定工程应用价值的飞行载荷参数识别系统。

王勇军<sup>[25-26]</sup>等开展了飞机关键部位服役中的结构载荷监控研究,提出了一种综合建立最优多元线性回归载荷模型的方法。以某飞机关键连接位置的载荷和应力为例,给出了建立最优回归方程的过程。该方法不仅能保证飞机结构载荷分析的准确性,而且能对影响较大的参数进行统计分析。

顾宇轩<sup>[27]</sup>等研究了BP神经网络载荷预测模型,并与多元线性回归模型进行了对比,神经网络预测模型精度更高,更适合用于单机应变监控。

杨钰、袁慎芳<sup>[28]</sup>等建立了光纤温度传感模型和应变传感模型,通过构建适用于飞机结构应变测量的解调系统,在某型飞机上对不同传感器和解调系统进行了试验验证,并与传统应变片测量数据进行了对比。

### 3.2 地面结构试验应用研究

国内在结构强度地面试验中广泛采用各种方法采集应变并开展健康监测方面的研究,既有基于传统应变片的也有基于光纤光栅传感器的试验研究。

黄博<sup>[29]</sup>等利用光纤光栅传感器对结构的动态应变进行测试,应用应变模态识别技术对结构局部的动态应变响应特征进行提取,并构建损伤识别指标,对结构的损伤位置和损伤程度进行了识别。结果表明,动态应变响应特征对结构局部损伤敏感,同时损伤识别指标能够反映损伤区域以及损伤的程度。

钟贵勇<sup>[30]</sup>等基于飞机全机疲劳试验实测应变数据,结合数据特点,提出了阈值法和历程数据线回归法两种结构损伤自动监测方法,并给出了分析原理及流程。经验证,该方法有效、可行。

张卫方<sup>[31]</sup>建立了基于光纤传感的应力场实时重构系统。由粘贴在机翼上的光纤传感器测得局部的应力应变,并结合飞机机翼结构受力特性,实时重构出机翼上的应力应变场。

李鸿<sup>[32]</sup>等在某型飞机主起落架疲劳试验时外筒某部位发生疲劳破坏,结合应变监控和随机载荷谱变化特点,通过对疲劳断口的定量分析,得到了疲劳裂纹扩展寿命。

王晓鑫<sup>[33]</sup>等针对全尺寸飞机结构静强度试验损伤快速定位问题,提出了一种小概率事件原则的结构损伤快速定位方法,通过划分应变片单元,动态监控应变数据,及时发现异常应变数据,应用小概率事件原则进行判断,能够实现结构损伤的快速定位。

### 3.3 上机应用研究

国内结构健康监测方面目前开展较多的是基于重心过载的单机寿命监控研究。对于如何由飞机飞参数据和应变监控数据得到关键控制点上的局部载荷/应力方面方法研究较多,但鲜见飞机型号应用机载结构健康监测系统的公开报道,有较多飞行载荷测量方面的研究。

薛军<sup>[34]</sup>等研究了某型飞机结构疲劳危险部位的机载应变采集与预处理系统的设计与组成思路,并应用于科研试飞,获取了200多飞行小时的数据结果,表明系统简捷有效。

曹景涛<sup>[35]</sup>研究了对全动式鸭翼载荷飞行实测的应变测量方法,通过设计不同敏感性的应变电桥以及载荷校准,并通过数据多元线性回归分析,建立了鸭翼载荷模型并进行了验证。

杨全伟<sup>[36]</sup>等基于线性变换的起落架载荷解耦测量原理,研究了载荷方程对地面校准误差及飞行应变测量误差的免疫问题,提出了载荷方程鲁棒性的概念,并推导了其评价指标——敏感因子,建立了基于线性和鲁棒性的载荷方程优选方法。

薛景锋<sup>[37]</sup>等研制的光纤传感系统在多型飞机上进行了飞行验证,认为将光纤光栅用于飞机结构应变监测是可行的。与传统电阻应变片相比,光纤光栅的优势更为明显,如环境适应性更强、准确率更高等。

## 4 飞机结构应变监测技术的有效性与难点

综合分析应变监控技术的方法研究、地面试验及上机应用方面,国内外都开展了很多卓有成效的研究和应用,其有效性与难点可归纳如下:

(1) 应变监测成为目前飞机载荷实测、标定、修正的有效方法,但如何从测量应变结果准确构建关键部位的载荷转换方程,一直是应变监控技术应用的难点之一。被大量采用的方法是结合飞机飞参数据和结构局部实测应变数据,发展先进高效的参数识别方法如遗传算法、神经网络方法,为获取高精度载荷,准确预测关键部位响应提供输入。

飞机载荷的监测是伴随从试飞到服役使用全周期的,载荷转换方程也需要随任务使用情况的变化而迭代更新。实际使用中,可通过对服役飞机一定间隔的使用数据进行跟踪,并用之迭代修正载荷转换方程来提高载荷预测的精度。



(2) 应变监控技术虽然有效,但目前上机应用仍受到一定局限。飞机结构很多关键部位,受限于结构布置、通路空间、结构连接方式等,无法直接安装应变传感器,只能选择在关键部位附近区域安装。通过结构有限元建模分析计算,反演推算关键部位的应力应变响应。应变片的布设位置选择对数据采集和反演分析结果的精度有较大影响。另外,应变片本身存在寿命有限、易损坏等缺点,也限制了其在飞机上长寿命周期的使用。FBG 传感器技术比应变片技术具有明显的优点,国外有成功案例,国内也开展了大量研究,但仍需在提高光纤传感器及与结构连接的耐久性、数据可靠性和快速安装等方面开展深入研究。

## 5 结束语

本文简述了飞机结构应变监控的研究进展,探讨了飞机结构应变监控的有效性与难点,可以有以下几个认识。

(1) 应变与飞行参数结合的监控方式是当前飞机结构监控的有效手段。采用该监控技术可为飞机载荷监测与修正、结构响应监控、结构延寿和维修管理,提供重要的数据输入和技术手段。

(2) 从应变实测到关键部位的载荷转换方程的构建是飞机结构应变监控的难点。同时,为提高监控精度,需要根据机队的任务使用情况对载荷转换方程进行修正。

(3) 光纤传感器等新型监测技术,在飞机结构应变监控中已显示很大优势,但仍要在提高传感器系统及与结构连接的耐久性、数据可靠性和快速安装等方面,开展深入的机载适用性研究工作。

(4) 结构健康监测将成为新一代飞机未来使用需求,需要研制方更新设计理念,实现用户需求,在结构方案设计中考虑监控系统的布置。

AST

## 参考文献

- [1] 卿新林,王弈首,赵琳. 结构健康监测技术及其在航空航天领域中的应用[J]. 实验力学,2012(4): 517-526.  
Qing Xinlin, Wang Yishou, Zhao Lin. Structural health monitoring technology and its application in aeronautics and astronautics[J]. Journal of Experimental Mechanics, 2012 (4): 517-526.(in Chinese)
- [2] 李鹏飞,万方义,崔卫民,等. FBG 传感器在飞行器结构健康监测中的可行性研究[J]. 机械强度,2011, 33( 4) : 624-628.  
Li Pengfei, Wan Fangyi, Cui Weimin, et. al. Feasibility of FBG sensor for aircraft structure health monitoring[J]. Journal of Mechanical Strength, 2011, 33( 4) : 624-628.(in Chinese)
- [3] Tim F, Devinder M. F-35 joint strike fighter structural prognostics and health management: an overview[C]//25th ICAF Symposium. Rotterdam, 2009.
- [4] Wirt G, Robert B. F-22 force management: overcoming challenges to maintain a robust usage tracking program[C]//2006 USAF ASIP Conference. San Antonio, 2006.
- [5] Hunt S R, Hebden I G. Eurofighter 2000: an integrated approach to structural health and usage monitoring[C]//Presented at the RTO AVT specialists' meeting, 1998.
- [6] Alexix F, Jean P K, Alain S. The A400M usage monitoring function[C]//28th ICAF Symposium. Helsinki, 2015: 681-693.
- [7] Jarkko T, Tuomo S. Practical experience of neural network based fatigue life monitoring[C]//28th ICAF Symposium. Helsinki, 2015: 879-888.
- [8] 王智,王磊. 国外战机单机寿命监控与结构健康预测管理技术综述[C]//航空安全与装备维修技术: 航空安全与装备维修技术学术研讨会, 2014.  
Wang Zhi, Wang Lei. Review of life monitoring and structural health prediction management of foreign fighter jets[C]//Aviation Safety and Equipment Maintenance Technology: proceedings of the Technical Symposium on Safety and Equipment Maintenance, 2014. (in Chinese)
- [9] Hunt S R, Hebden I G. Validation of the Eurofighter Typhoon structural health and usage monitoring system[C]//European COST F3 Conference on System Identification and Structural Monitoring. Madrid, 2000: 743-753.
- [10] Kurdelski M, Reymer P, Stefaniuk M, et. al. Service life extension program based on operational load monitoring system and durability test of the ageing fighter-bomber jet[C]//29th ICAF Symposium. Nagoya, 2017.
- [11] Haruhiro K, Tour F. Operational Loads regression equation development for advanced fighter aircraft[C]//24th International Congress of the Aeronautical Sciences, ICAS, 2004.
- [12] Stephen D, Alex N. Verification of the RAF C-130J structural health monitoring system through operational loads measurement [C]//29th ICAF Symposium. Nagoya, 2017.
- [13] Molent L, Barter S, Foster W. Verification of an individual aircraft fatigue monitoring system[J]. International Journal of Fatigue, 2012, 43: 128-133.

- [14] Daniel B, Lothar S. Test of a fiber bragg grating sensor network for commercial aircraft structures [J]. Optical Fiber Sensors, 2002, 16: 55-58.
- [15] Airoidi A, Bettini P, Belotti P. Design of health and usage monitoring systems based on optical fibers for composite wing spars[C]//28th ICAF Symposium. Helsinki, 2015: 830-843.
- [16] Akira K, Yuji I. Optical fiber sensor based impact detection system for aircraft structures[C]//29th ICAF Symposium. Nagoya, 2017.
- [17] Kressel I, Balter J, Mashiach N, et. al. In-flight structural health monitoring system for medium altitude long endurance unmanned air vehicle[C]//28th ICAF Symposium. Helsinki, 2015: 712-717.
- [18] Pant S, Backman D, Benak T. Reliability assessment of different SHM and load monitoring systems under load and environmental conditions[C]//28th ICAF Symposium. Helsinki, 2015: 770-785.
- [19] Rutledge R S, Backman D S, Lehman R A. Distributed sensing optical fibres for loads monitoring during full scale fatigue testing[C]// 29th ICAF Symposium. Nagoya, 2017.
- [20] Shienkman S, Kressel I. A condition based maintenance concept for monitoring helicopter composite rotor blades[C]// 30th ICAF Symposium. Krakow, 2019.
- [21] Contell A C, Lehmann M, Buter A. Development and test of a load and damage health monitoring system and its implementation into a composite fuselage flight demonstrator [C]//30th ICAF Symposium. Krakow, 2019.
- [22] Arjen K. Fibre optic sensing for structural health monitoring [C]//30th ICAF Symposium. Krakow, 2019.
- [23] 姚卫星, 孙文, 薛济坤. 基于物理原型的结构疲劳寿命评估方法[J]. 南京航空航天大学学报, 2014, 46(3): 335-340.  
Yao Weixing, Sun Wen, Xue Jikun. Physical prototype centered assessment for fatigue life of structure[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2014, 46(3): 335-340. (in Chinese)
- [24] 张夏阳, 殷之平, 刘飞, 等. 飞机机动划分的数据挖掘方法[J]. 西北工业大学学报, 2016, 34(1): 33-40.  
Zhang Xiayang, Yin Zhiping, Liu Fei, et. al. An aircraft maneuver partition method based on data mining[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2016, 34(1): 33-40. (in Chinese)
- [25] Wang Y, Dong J, Dui H, et. al. Aircraft structural load identification technology with high accuracy in SPHM system [C]//29th ICAF Symposium. Nagoya, 2017.
- [26] 王勇军, 董江, 刘小冬. 基于机动的飞机结构载荷分析模型 [C]//第六届中国航空学会青年科技论坛. 沈阳, 2014: 361-367.  
Wang Yongjun, Dong Jiang, Liu Xiaodong. Aircraft structural load analysis model based on maneuvers[C]//The 6th China Aviation Society Youth Science and Technology Forum. Shenyang, 2014: 361-367. (in Chinese)
- [27] 顾宇轩, 隋福成, 宋恩鹏. 神经网络技术在单机应变寿命监控中的应用研究[J]. 装备环境工程, 2018(12): 74-77.  
Gu Yuxuan, Sui Fucheng, Song Enpeng. Application of neural network technique in individual strain life monitoring [J]. Equipment Environmental Engineering, 2018(12): 74-77. (in Chinese)
- [28] 杨钰. 光纤传感技术在飞机结构健康监测中的应用研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.  
Yang Yu. Research on the application of aircraft structural health monitoring using the optical fiber sensing technology [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016. (in Chinese)
- [29] 黄博, 白生宝, 宁宁, 等. 基于FBG动态应变监测的金属结构损伤识别方法研究[J]. 航空制造技术, 2017(19): 67-71.  
Huang Bo, Bai Shengbao, Ning Ning, et. al. Study on metal structure damage identification based on dynamic strain monitoring using fiber bragg grating sensor[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2017(19): 67-71. (in Chinese)
- [30] 钟贵勇. 基于实测应变的飞机结构损伤自动监测[C]//第六届中国航空学会青年科技论坛. 沈阳, 2014: 1589-1594.  
Zhong Guiyong. Automatic monitoring of aircraft structural damage based on measured strain[C]//The 6th China Aviation Society Youth Science and Technology Forum. Shenyang, 2014: 1589-1594. (in Chinese)
- [31] 张卫方, 何晶靖, 阳劲松, 等. 面向飞行器结构的健康监控技术研究现状[J]. 航空制造技术, 2017(19): 38-47.  
Zhang Weifang, He Jingjing, Yang Jinsong, et al. Research status on structural health monitoring technology for aircraft structures[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2017(19): 38-47. (in Chinese)

- [32] 李鸿,岳宝成,王征宇,等.某型飞机主起落架疲劳断口定量分析[J].教练机,2017(4):59-64.  
Li Hong, Yue Baocheng, Wang Zhengyu, et al. Quantitative analysis of fatigue fracture surface on main landing gears of XX aircraft[J]. Trainer, 2017(4):59-64. (in Chinese)
- [33] 王晓鑫,张清勇,吝继锋.基于小概率事件原则的结构损伤快速定位方法[J].自动化应用,2019(4):7-9.  
Wang Xiaoxin, Zhang Qingyong, Lin Jifeng. Fast structural positioning method based on small probability event principle [J]. Automation Application, 2019(4):7-9. (in Chinese)
- [34] 薛军,纪敦,李猛,等.飞机结构应变信号的采集与预处理系统[J].数据采集与处理,2009(24):315-318.  
Xue Jun, Ji Dun, Li Meng, et al. Strain data acquisition and preprocessing system for aircraft structure[J]. Journal of Data Acquisition & Processing, 2009(24):315-318. (in Chinese)
- [35] 曹景涛.飞机全动式鸭翼载荷飞行测量技术[J].航空学报, 2015,36(4):1135-1141.  
Cao Jingtao. Aircraft all movable canard load flight measurement technology [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015,36(4):1135-1141. (in Chinese)
- [36] 杨全伟,何发东,汪文君,等.飞机起落架载荷测量中的线性变换与鲁棒性[J].应用力学学报,2013,30(4):608-613.  
Yang Quanwei, He Fadong, Wang Wenjun, et al. The linear transformation and robustness in loads measurement of aircraft landing gear [J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2013, 30(4):608-613. (in Chinese)
- [37] 薛景锋,宋昊,王文娟.光纤光栅在航空结构健康监测中的应用前景[J].航空制造技术,2012(22):45-49.  
Xue Jingfeng, Song Hao, Wang Wenjuan. Application of optical fiber grating in health monitoring for aircraft structure[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2012(22): 45-49. (in Chinese)

(责任编辑 王昕)

### 作者简介

张彦军(1985-)男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞机结构疲劳及损伤容限设计、结构健康监测。

王斌团(1965-)男,博士,研究员。主要研究方向:飞机结构强度设计。

宁宇(1982-)男,高级工程师。主要研究方向:飞机结构强度设计。

薛海峰(1990-)男,工程师。主要研究方向:飞机结构疲劳及损伤容限设计、分析与试验。

彭航(1990-)男,工程师。主要研究方向:飞机结构疲劳及损伤容限设计、分析与试验。

## Research Progress on Strain Monitoring Technology for Aircraft Structures

Zhang Yanjun\*, Wang Bintuan, Ning Yu, Xue Haifeng, Peng Hang

AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China

**Abstract:** This paper describes the current research progress of strain monitoring technology for key parameters of aircraft strength, and discusses the efficiency of current structural monitoring technology based on aircraft parameters combined with traditional strain, and the application of optical fiber grating technology in aircraft health monitoring. Research shows that the combination of flight parameters and strain monitoring can provide inputs and an important technical method for monitoring and correction of aircraft loads and structure response monitoring, life extension and repair management.

**Key Words:** strain; optical fiber; monitoring; structural health; fatigue

Received: 2020-05-07; Revised: 2020-06-15; Accepted: 2020-06-20

\*Corresponding author. Tel.: 18502968752 E-mail: sakerzyj@163.com