

# 加改装飞机局部结构载荷谱实测与数据处理方法研究



朱亮,雷晓欣,李小鹏,纪露明

航空工业第一飞机设计研究院, 陕西 西安 710089

**摘要:**飞机在飞行试验过程中需要高度关注经过较大改装或承受特殊局部载荷的关键结构。通过对某型飞机加改装机身壁板的局部载荷实测过程进行分析,研究了载荷实测数据处理方法和关键技术问题。基于相关性分析,建立了改装部位局部应变与飞机主要飞参的关系,并结合大量起落飞参数据,扩充了局部应变实测数据。采用飞机历史数据统计和飞行实测相结合局部载荷实测方法,并进行高载外推,获得了切实反映飞机使用的实测载荷谱,为后续疲劳试验和寿命评估提供了设计输入。

**关键词:**载荷实测; 机身改装; 历史飞参; 载荷谱; 寿命评估

中图分类号: V215

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2022.06.008

由于特殊的使用要求,某型飞机机身蒙皮经过了加改装,加改装结构破坏了原机身壁板结构的理论外形,引起局部气动力的变化,原光滑连续的机身壁板结构被打断,且新增的设备重量(质量)较大。针对改装飞机随机资料不全,缺乏相应机型的材料性能数据的问题,亟须开展改装飞机关键部位载荷谱实测和数据处理方法研究,以获得改装处结构的局部载荷及载荷谱,用以进行改装结构的静强度、疲劳强度分析计算及试验<sup>[1-3]</sup>。

对于原型机的载荷谱实测,国内外学者进行了系列研究。A. Dilawar<sup>[4]</sup>提出从典型飞行试验数据中提取疲劳载荷谱的方法,该方法根据试验和实际飞行数据生成具有代表性的疲劳谱。J. J. Xiong<sup>[5-6]</sup>基于建立实测载荷谱数据处理系统,并对载荷分布规律进行研究,提出了加速试验载荷谱的编制方法。刘晓明<sup>[7-8]</sup>等探索了由同类机型的飞行实测载荷谱统计数据反演新设计机型的飞行谱,进而编制载荷谱的方法。王长江<sup>[9-10]</sup>基于已有的载荷实测数据,分析了突风载荷的变化趋势,给出了新的突风载荷曲线。闫楚良<sup>[11]</sup>等基于飞行参数(飞参)变化,提出了运输类飞机的载荷识别方法,并进行了有效性验证,为新机结构耐久性设计和全尺寸疲劳试验提供参考。张福泽<sup>[12]</sup>提出了以代表每种实测科目的中值寿命或损伤的起落进行编谱的新方法;阎楚良

等<sup>[13]</sup>则对该方法进行改进,建立了高置信度随机疲劳载荷谱的编制方法。张彦军等<sup>[14]</sup>对飞机结构载荷实测在结构健康监测中的应用进行了研究。

国内外载荷谱实测主要是实测全机或部件载荷谱,实测剖面基本为设计剖面,需要进行全机或部件地面试验标定,实测架次比较有限,载荷真实但成本高,样本数少。本文形成的飞机改装结构应变谱实测方法,针对具体改装部位,以改装部位的局部应变为对象,不需要进行全机或部件地面试验标定,实测剖面源自大量的实测起落统计,更具针对性和代表性,形成的局部应变和飞机主要飞参的关系,结合大量实测起落飞参数据,形成的局部应变的累积曲线,进而编制改装飞机局部载荷谱(应变谱)。

## 1 总体思路

经过综合分析在某改装飞机机身改装部位加装应变片,通过飞行实测获取该部位的实测应变数据,并与飞行参数共同确定局部实测载荷谱的技术方案,改装结构载荷谱实测总体研究思路如图1所示。

首先,通过在机身改装部位加装应变片,飞行实测获取该部位的真实应变历程。同时,协调部队获得真实飞行起落对应的飞参数据,包括飞机重心三向过载等与载荷高度

收稿日期: 2022-03-09; 退修日期: 2022-04-08; 录用日期: 2022-05-15

引用格式: Zhu Liang, Lei Xiaoxin, Li Xiaopeng, et al. Research on load measurement and data processing method of local structure of modified aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(06): 46-52. 朱亮,雷晓欣,李小鹏,等. 加改装飞机局部结构载荷谱实测与数据处理方法研究[J]. 航空科学技术, 2022, 33(06): 46-52.

相关的各飞行参数随时间的变化历程。

其次,通过将机身改装部位的实测应变数据与飞行实测中的飞参数据进行时间和频率关系上的合并,形成机身改装部位的疲劳载荷实测数据,并对飞参数据和应变实测数据进行数据时间历程合并。

再次,对实测应变数据,开展与飞参数据的相关性分析,计算出了飞机改装部位的平均应变数据与飞机飞参数据的关联关系。根据上述确定关系,以上述步骤获得的飞机改装部位的平均应变数据与该飞机的飞参数据关系为基础,对历史飞参数据进行分析,扩充应变数据样本量。

最后,将载荷谱实测数据和改装飞机历史飞参数据合并形成改装部位疲劳载荷数据,为后续试验载荷谱编制和改装部位寿命预测提供基础输入。

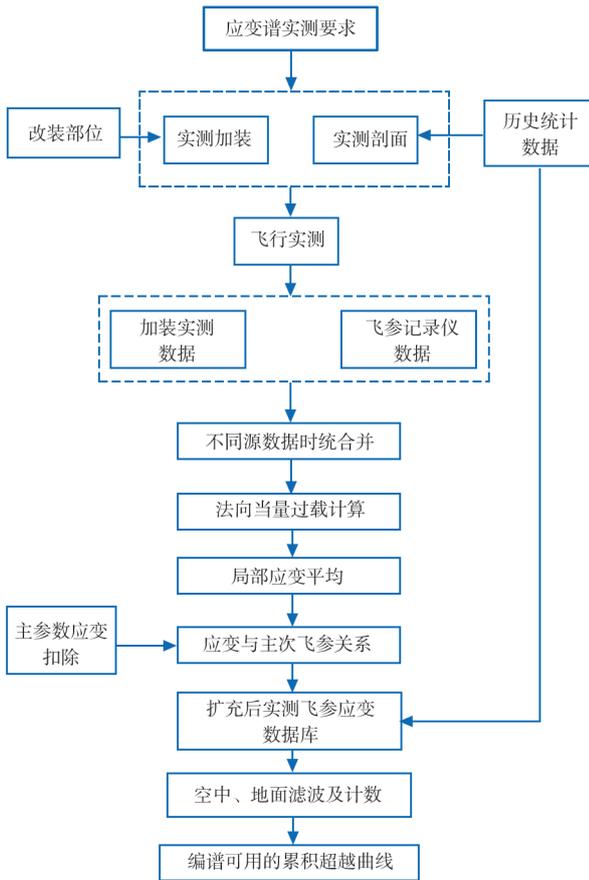


图1 总体研究思路

Fig.1 General research ideas

## 2 改装飞机载荷实测和数据处理

### 2.1 飞机的测试改装

飞机的测试改装包括加改装结构部位的应变计加装和

测试设备的加装(包括机械部件和电器)。特别是在飞机的重心位置加装了三轴加速度计,其数据采样频率大大高于飞机飞参记录设备上的过载记录,为后续的载荷及载荷谱计算提供了较为精确的数据支持。

加改装结构部位的应变计加装注意遵循了以下原则:

(1)应变计布置于加改装结构部位的相对远端。一方面要反映加改装结构部位真实的名义应变历程;另一方面应尽量减少结构突变对应变历程的影响。(2)应变计布置于可以准确测量应变分量的部位。即应变计布置在应变分量较为单纯和敏感的部位,这样便于应变分量的测量,以及与有限元模型计算结果的比对分析,从而得到更加准确的结构局部载荷。(3)对于特别关注的加改装结构部位,适当布置了一些应变计,用于局部结构的应变监控。要特别注意的是,这些应变计的位置要特别精准。因受结构局部应力集中的影响,应变计位置稍有变化,则应变的测量结果变化很大。

具体某处加改装结构的应变计布置如图2所示。值得一提的是,本文载荷谱实测的研究对象为局部结构,即飞机结构关键细节部位,实测载荷谱为应变谱。

### 2.2 飞行实测结果的有效性检查

飞行实测的结果数据主要包括飞参数据和应变数据。结果数据量很大,对结果数据的有效性检查是非常重要的。

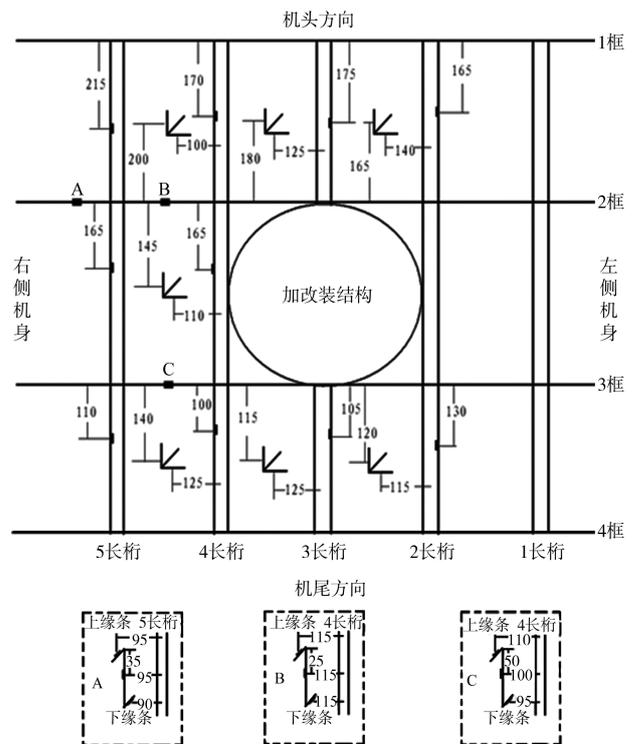


图2 某处加改装结构的应变计布置(单位:mm)

Fig.2 Strain gauge arrangement with modified structure

对于常规飞行参数中的飞机运动、响应参数等,主要借助飞机运动学理论和各参数关联分析进行了有效性检查;对于应变参数主要从飞机机身的受载规律,结合飞行状态、姿态等进行了有效性检查。作为检查说明示例,图3是某次机载飞行数据和飞行参数记录数据的时间历程图,由图3可见,轮载信号前部为0段,是飞机离地前地面加速滑跑起飞段,此时重心航向过载 $N_x$ 峰值,与中心过载曲线数据一致;离地前后,飞机机身受力支持状态从起落架支持变为主要以机翼支持,所测应变变化明显,与应变曲线特征一致。结果显示,飞行状态参数信息符合飞行实际情况,测试结构应变参数与结构部位受载一致,数据有效合理。

### 2.3 机载测试数据和飞参记录仪数据合并

飞行实测的数据包括加装的机载测试数据和机上飞参记录仪记录的参数数据,由于两套系统使用了不同的计时设备,加之数据的采样率有较大差别,因此如何进行两套测

试数据的合并是一项关键数据处理过程。

通过将机身改装部位的实测应变数据与飞行实测中的飞参数据进行时间和频率关系上的合并,形成机身改装部位的疲劳载荷实测数据。根据实测数据绝对时刻起点为发动机起动,而飞参记录仪为GPS时间引起的二者时序不统一问题,通过对起飞、爬升、巡航结束和着陆等标志时刻点分析,确定了标志时刻点,并以标志时刻点对飞参数据和应变实测数据进行了数据时间历程合并。

典型飞行起落的机载测试数据与飞参数据时统处理如图4所示,由图4可见,时统后的两条曲线响应特征一致;时统处理后数据时间历程如图5所示,由图5可见,随着飞机起飞离地(飞参记录数据文件中的参数“主起离地”由“0”变为“1”),飞机机身由之前的起落架支持状态变为机翼支撑状态,相应测试应变出现变化,这与机载测试数据中的应变参数曲线的变化相符,可见合并方法可行、有效。

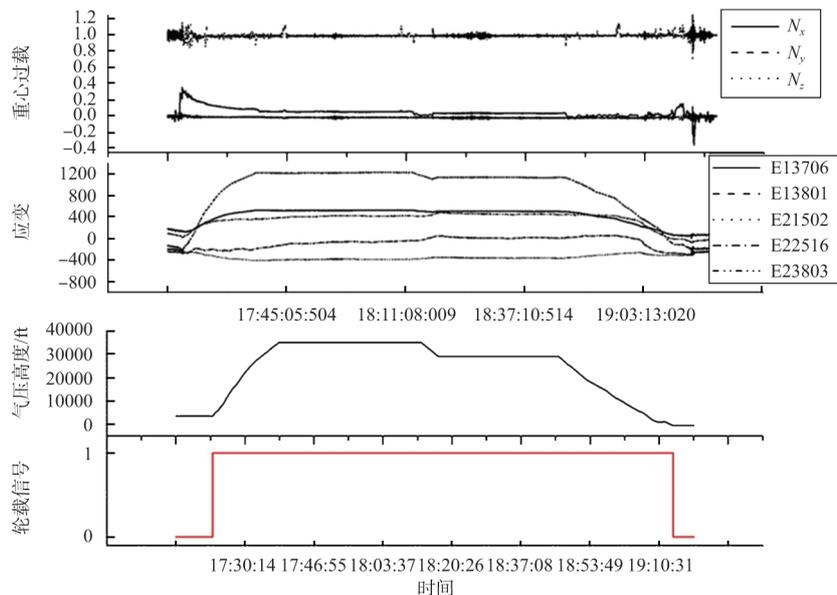


图3 飞行实测结果的有效性检查

Fig.3 Effectiveness check of flight measurement results

### 2.4 应变与主要飞参相关性分析

飞机在进行测试改装时,在重心位置加装了三轴加速度计及气密舱压力测试传感器。另外,飞机的飞参记录仪记录了130余个飞行参数,这些参数中有30多个(主要为飞行状态参数)与加改装部位的飞行载荷有关。为了识别这些参数中哪些与加改装部位结构飞行载荷密切相关,以及这些飞参与载荷的关系,本文采用了多元变量相关性分析及回归分析以确定飞参与载荷(主要表征为关键部位的应

变数据)的关系<sup>[15]</sup>。

相关分析是处理变量之间相关关系的一种统计方法,偏相关系数是将其他因素从解释变量和因变量中都去除后解释变量与因变量之间相关关系的一个统计量。这里基于MATLAB软件,重点分析了典型部位与飞机重心处三向过载、三角速率、客舱内外压差等主要飞行参数的相关性。通过相关性分析,计算得到各部位应变与各个飞参的相关系数(见表1),由此可以看出客舱内外压差与应变的相关性普遍大于

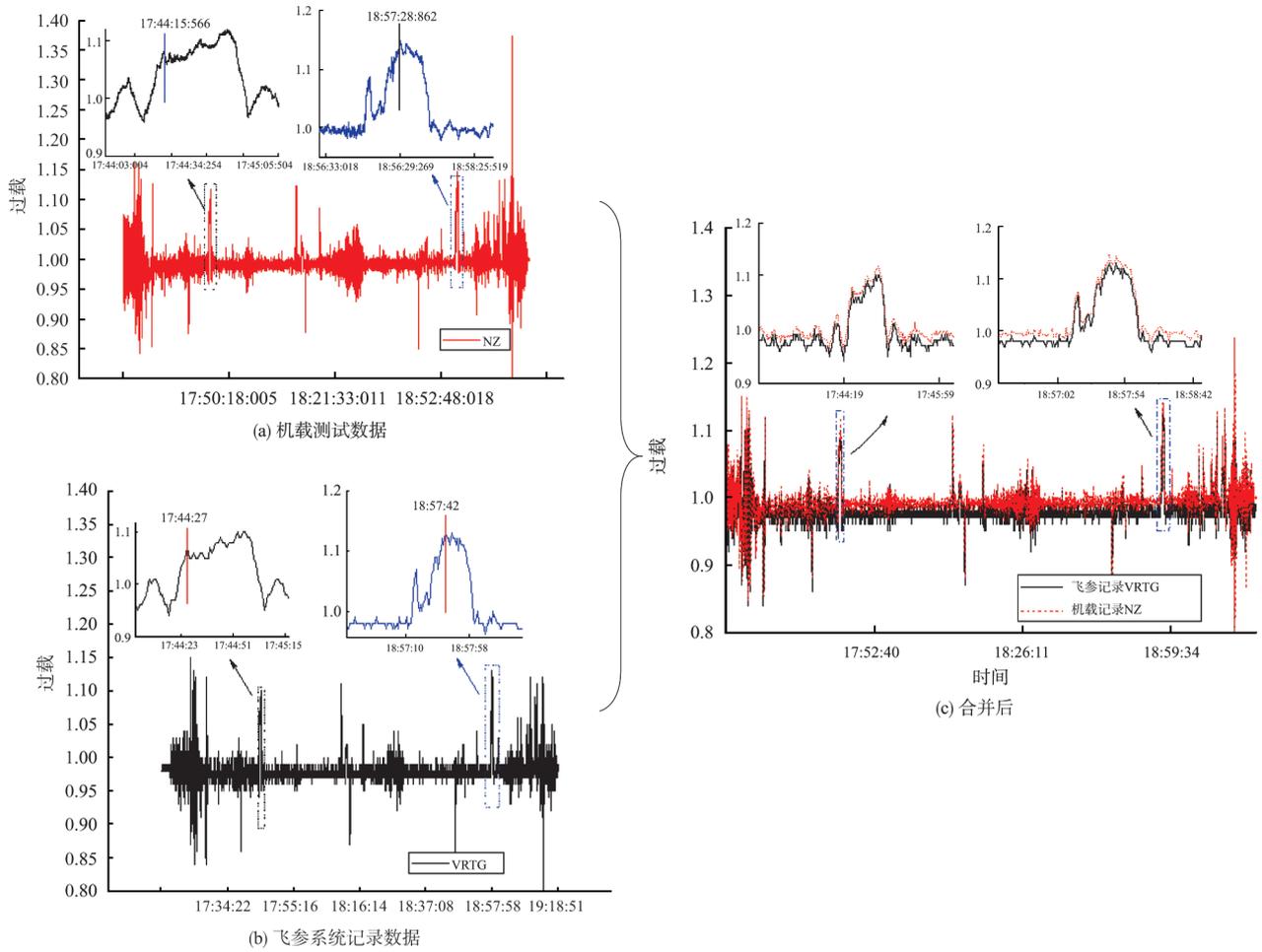


图4 机载测试数据和飞参记录仪数据合并

Fig.4 Integration of airborne test data and flight reference recorder data

0.8,说明这些部位的载荷普遍与客舱内外压差密切相关。其他参数(如重心处法向过载)有一定的相关性,但相关性系数较小,机身蒙皮的纵向载荷需要考虑此因素的影响,机身蒙皮的横向载荷则可以忽略此因素的影响,通过理论分析可以看出,这些相关性分析的结果是符合工程实际的。建立的改装结构关键应变与主次飞参关系,如式(1)所示

$$\varepsilon = \sum f(\Delta p_{kc}, n_x, n_y, n_z, q, p, r) \times \varepsilon_i = 0.85 \times \varepsilon_{\Delta p_{kc}} + 0.15 \times \varepsilon_{n_z} \quad (1)$$

式中: $\Delta p_{kc}$ 为客舱内外压差; $n_x$ 、 $n_y$ 和 $n_z$ 分别为航向、侧向和垂向过载; $q$ 为俯仰角速度; $p$ 为滚转角速度; $r$ 为偏航角速度; $\varepsilon_{\Delta p_{kc}}$ 为压差引起的应变; $\varepsilon_{n_z}$ 为垂向过载引起的应变。

### 2.5 局部结构应变累积及外推

前文通过开展飞行实测,获取30多个架次真实应变历程和飞参数据,基于相关性分析,建立了改装结构关键应变与主次飞参关系。

本节基于建立的改装结构局部应变与主次飞参的关系,结合大量实测起落飞参数据(600多个历史起落数据,图6给出某次飞行法向过载历史数据),扩充飞机关键部位应变数据,形成的局部应变的累积曲线,解决了实测样本不足,载荷谱分散性体现不充分的问题。

结合载荷实测数据及飞机历史累积数据,经累积形成局部应变的超越曲线,对局部应变峰谷值超越曲线中的高载部分进行二次多项式拟合<sup>[6]</sup>,如式(2)所示

$$Y = A + B_1 \times X + B_2 \times X^2 \quad (2)$$

式中: $Y$ 为局部细节峰/谷值应变, $X$ 为累计频数的对数,拟合结果曲线与超越曲线对比情况如图7所示,曲线拟合方程结果见表2。

通过拟合的累积超越曲线,进行高载外推,获得飞机十分之一总寿命发生一次的高应变峰谷值分别为1415.88和-557.27,即表2中的 $A$ 参数。

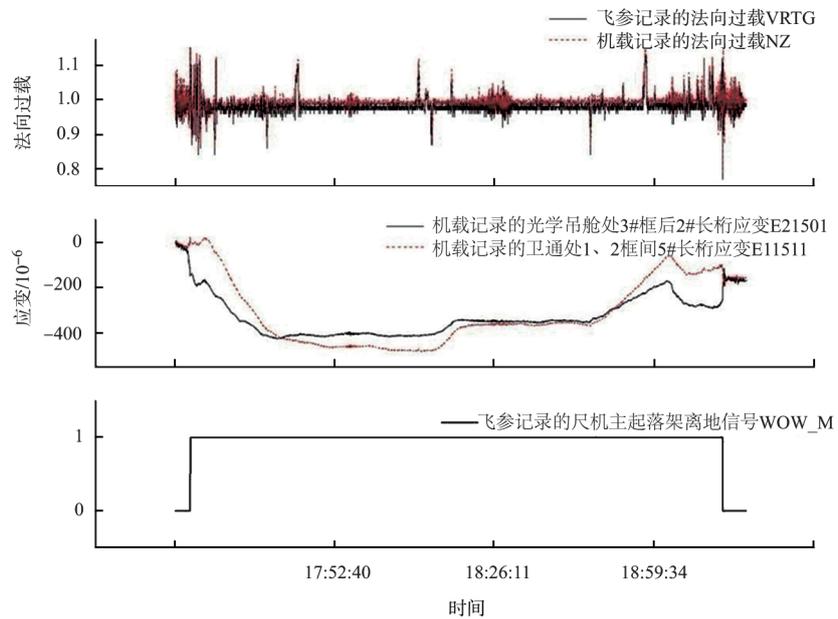


图5 时统后典型参数时间历程

Fig.5 Time history of typical parameters after time series

表1 应变参数与主要飞参相关系数(无量纲)

Table 1 Correlation coefficient table between strain parameters and main flight parameters

应变部位	部位1	部位2	部位3
$N_x$	-0.0569	-0.1073	-0.0521
$N_y$	-0.109	0.0572	0.1099
$N_z$	0.1242	0.1897	0.1425
$P$	0.0827	0.0177	-0.0144
$Q$	0.0820	0.1027	-0.0348
$R$	0.0797	0.2524	-0.0652
压差 $\Delta p$	0.9727	0.8731	0.7246

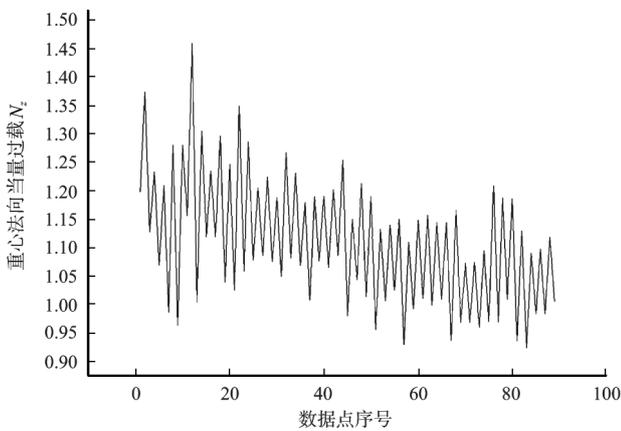


图6 某飞行历史数据重心法向过载滤波后结果

Fig.6 Results of overload filtering of gravity center of a flight history data

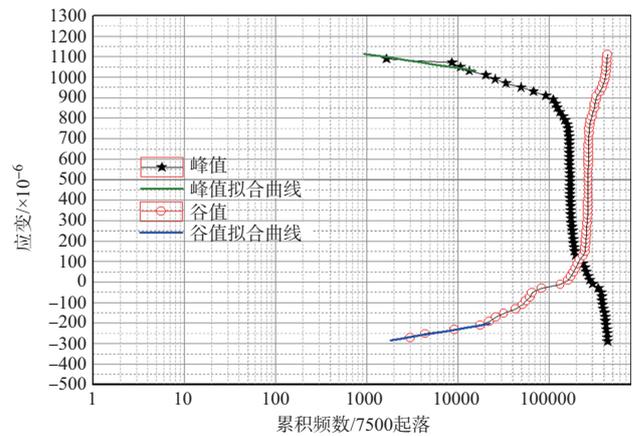


图7 局部应变超越曲线及外推

Fig.7 Local strain transcendence curve and extrapolation

表2 拟合方程结果

Table 2 Result of fitting equation

参数	参数值	
	峰值方程	谷值方程
$A$	1415.88	-557.27
$B_1$	-67.77	74.91
$B_2$	0.0000	0.0000
拟合优度 $R^2$	0.8950	0.9852
标准差 $S_D$	16.1240	3.8475

### 3 结束语

本文介绍了加改装机身壁板的局部载荷实测及数据处

理的过程,得到如下结论:

(1)基于应变与主次飞行参数的相关性分析,建立了改装部位局部应变与飞机主要飞参的关系,为实测应变样本扩充提供基础。

(2)基于建立的改装结构关键应变与主次飞参关系,并结合大量实测起落飞参数据,形成了局部应变的累积曲线,解决了实测样本不足、载荷谱分散性体现不充分的问题。

(3)形成了一种飞机改装结构局部应变谱实测方法,该方法通过飞机历史数据统计和飞行实测相结合,并进行高载外推,获得了切实反映飞机使用的实测载荷谱,为后续疲劳试验和寿命评估提供了设计输入。

AST

### 参考文献

- [1] 王志瑾,姚卫星. 飞机结构设计[M]. 北京:国防工业出版社, 2007.  
Wang Zhijin, Yao Weixing. Aircraft structural design[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2007.(in Chinese)
- [2] 王昂,毛德华,高占民. 飞机设计手册[M]. 北京:航空工业出版社, 1994.  
Wang Ang, Mao Dehua, Gao Zhanmin. Aircraft design manual [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1994.(in Chinese)
- [3] 郑晓玲,高镇同. 民机结构耐久性与损伤容限设计手册[M]. 北京:航空工业出版社, 2003.  
Zheng Xiaoling, Gao Zhen tong. Civil aircraft structural durability and damage tolerance design manual[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2003.(in Chinese)
- [4] Dilawar A. Development of fatigue loading spectra from flight test data[J]. Procedia Structural Integrity, 2016, 3(2): 105-110.
- [5] Xiong J J, Shenoi R A. An integrated and practical reliability based data treatment system for actual load history[J]. Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures, 2005, 28(10):875-889.
- [6] Xiong J J, Shenoi R A. A load history generation approach for full-scale accelerated fatigue tests[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2008, 75(10):3226-3243.
- [7] 刘晓明,万少杰,熊峻江. 民机飞行载荷谱编制方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(5):621-625.  
Liu Xiaoming, Wan Shaojie, Xiong Junjiang. Method for compiling the flight load spectrum of civil aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(5):621-625. (in Chinese)
- [8] 刘晓明,万少杰,熊峻江. 民用飞机飞行谱与载荷谱的编制 [C]//2012年海峡两岸破坏科学材料试验学术会议, 2012: 67-68.  
Liu Xiaoming, Wan Shaojie, Xiong Junjiang. Compilation of flight spectrum and load spectrum of civil aircraft[C]//Academic Conference on Testing Scientific Materials for Cross-Strait Destruction in 2012, 2012:67-68. (in Chinese)
- [9] 王长江. 民机突风谱变化趋势研究[J]. 科技创新与应用, 2017 (26):16-18.  
Wang Changjiang. A study on the trend of wind spectrum of civil aircraft[J]. Technology Innovation and Application, 2017 (26):16-18.(in Chinese)
- [10] 王长江. 民机载荷谱分散性及其等效方法研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2014.  
Wang Changjiang. Study on dispersion of load spectrum of civil aircraft and its equivalent method[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014.(in Chinese)
- [11] 闫楚良,杜晓坤,李五一. 运输类飞机阵风载荷与机动载荷识别算法[J]. 南京航空航天大学学报, 2015, 47(2):308-313.  
Yan Chuliang, Du Xiaokun, Li Wuyi. Algorithm for identification of gust load and maneuvering load of transport aircraft[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 47(2):308-313.(in Chinese)
- [12] 张福泽. 飞机载荷谱编制的新方法研究[J]. 航空学报, 1998 (5):7-13.  
Zhang Fuze. A new method for compiling aircraft load spectrum[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1998(5): 7-13. (in Chinese)
- [13] 阎楚良,高镇同. 飞机高置信度中值随机疲劳载荷谱的编制原理[J]. 航空学报, 2000, 21(2):118-123.  
Yan Chuliang, Gao Zhen tong. Compilation theory of median stochastic fatigue load-spectrum with high confidence level for airplane[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2000, 21 (2):118-123. (in Chinese)
- [14] 张彦军,王斌团,宁宇. 飞机结构应变监控技术研究进展[J]. 航空科学技术, 2020, 31(7):109-114.  
Zhang Yanjun, Wang Bintuan, Ning Yu. Research progress on strain monitoring technology for aircraft structures[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(7):109-114. (in Chinese)

- [15] 高镇同. 疲劳应用统计学[M]. 北京:国防工业出版社, 1986.  
Gao Zhentong. Fatigue application statistics[M]. Beijing:  
National Defense Industry Press, 1986.(in Chinese)
- [16] 高镇同, 蒋新桐, 熊峻江. 疲劳性能试验设计和数据处理[M].  
北京:北京航空航天大学出版社, 1999.  
Gao Zhentong, Jiang Xintong, Xiong Junjiang. Fatigue  
performance test design and data processing [M]. Beijing:  
Beihang University Press, 1999.(in Chinese)

## Research on Load Measurement and Data Processing Method of Local Structure of Modified Aircraft

Zhu Liang, Lei Xiaoxin, Li Xiaopeng, Ji Luming

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

**Abstract:** During the flight test, the aircraft needs to pay high attention to the key structures which have been modified or bear special local loads. This paper discusses the local load measurement process of an aircraft with modified fuselage panel, summarizes the key technical problems, and studies the relevant data processing methods. Through the combination of aircraft history flight parameter statistics and local load measurement, the measured load and load spectrum of the modified part are obtained, which solves the problem that the measured sample is insufficient and the load spectrum is insufficiently distributed, and provides the design input for the follow-up fatigue test and life evaluation.

**Key Words:** load measurement; fuselage modification; historical flight parameters; load spectrum; life evaluation