

应变测量数据在全尺寸飞机结构疲劳试验 裂纹检测中的应用

安刚 王晓鑫 杜振华

(中航工业飞机强度研究所, 西安 710065)

摘要: 通过对全尺寸飞机疲劳试验中同一载荷状态下多次重复测量应变数据的统计分析, 根据其变化规律和贴片位置, 预估飞机结构可能产生裂纹的区域, 并利用无损检测确定裂纹的具体位置和长度, 为全尺寸飞机疲劳试验探索一种新的裂纹检测方法。

关键词: 全尺寸飞机; 疲劳试验; 结构裂纹; 应变检测; 裂纹检测区域

中图分类号: V416.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1006-3919(2012)02-0014-06

The strain monitor method for structure crack inspection on full-scale aircraft fatigue test

AN Gang WANG Xiaoxin DU Zhenhua

(AVIC Aircraft Strength Research Institute, Xi'an 710065, China)

Abstract: A new crack inspection method for full-scale aircraft fatigue experiment was proposed. With this method, structure crack areas were predicted by statistical analysis of repetitive metrical strain values under the same load condition in full-scale aircraft fatigue experiment, and by strain gauge locations. Scatheless inspection technique was employed to obtain crack locations and crack length.

Key words: full-scale aircraft; fatigue test; structure crack; strain survey; crack inspection area

0 引言

利用全尺寸飞机结构进行疲劳试验是目前国内外航空界验证飞机结构疲劳、损伤容限特性, 获得结构疲劳裂纹生成和裂纹扩展寿命的主要方法, 是确定飞机使用寿命、检修周期、检修方法的重要依据。在试验过程中是否能够尽早发现主要受力构件的疲劳裂纹, 这一点直接关系到试验件的安全和试验的成败^[1]。

收稿日期: 2011-05-26; 修回日期: 2012-02-08

作者简介: 安刚(1959—), 男, 工程师, 研究方向: 飞机结构强度试验数据测量与分析; (710065)西安市电子二路86号信箱8号分箱。

目前全尺寸飞机疲劳试验裂纹检测主要依靠目视和各种无损检测技术。对于结构内部裂纹,由于不可检而无法及时发现。如果是主要受力构件上的裂纹,则可能造成结构的提前破坏,影响到试验的顺利进行。某型飞机在全机疲劳试验中,曾有过这样的教训。因此,在试验中如何利用应变测量数据尽早捕捉到裂纹可能出现的信息,有目的地对相应区域进行裂纹检测,以便尽早发现飞机结构(尤其是主要受力构件)上的疲劳裂纹,是本文所要探讨的问题。

1 裂纹应变检测原理

根据现代断裂力学理论,结构在疲劳试验中出现裂纹时,其周围小范围区域的应力应变场会发生变化,在裂纹尖端将出现应力集中,相应地,应变也出现变化,此刻,裂纹附近所贴应变片的应变值将发生变化^[2]。全尺寸飞机疲劳试验加载点多,载荷传递路线复杂,主要为多路传力方式,每个应变测量点所测的应变值为各种载荷综合作用的结果,其分析计算十分复杂。

应变检测的主要目的是为了尽早发现结构疲劳裂纹可能出现的区域,裂纹出现后,其长度和方向还要靠各种无损检测技术来确定。因此,在裂纹应变检测过程中,只需关注应变值的变化即可,这样就把复杂的力学问题简化为数学问题。根据概率论和数理统计理论,对实测应变数据进行统计处理,找出每个应变片在各种载荷状态下的应变值作为统计分析的基准,通过误差计算和分析,找出裂纹可能产生的区域^[2]。

按结构将飞机划分为 n 个裂纹检测区域,在某一载荷状态下测量的应变值为

$$\begin{array}{cccccc} \varepsilon_{11} & \varepsilon_{12} & \varepsilon_{13} & \cdots & \varepsilon_{1i} \\ \varepsilon_{21} & \varepsilon_{22} & \varepsilon_{23} & \cdots & \varepsilon_{2i} \\ & & & \cdots & \\ \varepsilon_{n1} & \varepsilon_{n2} & \varepsilon_{n3} & \cdots & \varepsilon_{ni} \end{array}$$

其中, $i=1, 2, 3, \dots$ 为应变测量点, $n=1, 2, 3, \dots$ 为裂纹检测区域

计算每个应变测量点在各种载荷状态下的基准值

$$\bar{\varepsilon}_i = \frac{1}{m} \sum_{i=1}^m \varepsilon_i \quad (1)$$

其中, $\bar{\varepsilon}_i$ 为应变基准值, $m=1, 2, 3, \dots$ 为同一载荷状态测量次数

试验中,如果测量没有误差,某一区域裂纹产生前,每个测量点在同一载荷状态下重复测量的应变值理论上应该没有变化,即

$$\Delta \varepsilon_{ij} = \varepsilon_{ij} - \bar{\varepsilon}_i = 0 \quad (2)$$

其中, $\Delta \varepsilon_{ij}$ 为应变测量值与基准值之差, $i=1, 2, 3, \dots$ 为应变测量点, $j=1, 2, 3, \dots$ 为测量次数。

由于测量有误差, $\Delta \varepsilon_{ij}$ 是随机变量,考虑到随机误差常常由多项不可知的微小独立因素引起,可以认为 $\Delta \varepsilon_{ij}$ 服从正态分布,即 $\Delta \varepsilon_{ij} \sim N(0, \sigma^2)$ 其中, σ^2 为方差,由试验确定^[3]。

应变测量值与基准值相对误差如式(3)所示

$$\delta_{ij} = \Delta \varepsilon_{ij} / \bar{\varepsilon}_i \quad (3)$$

如果 $|\delta_{ij}| > \sigma$,

$$P_0 = \{|\delta_{ij}| > \sigma\} = 1 - \{|\delta_{ij}| < \sigma\} \quad (4)$$

$$P = 1 - P_0 = \{|\delta_{ij}| < \sigma\} \quad (5)$$

其中, P_0 为测量误差置信概率 ε_m , P 为裂纹检测置信概率。则认为这一区域第 j 次测量时有裂纹产生, 再利用无损检测技术作进一步检测, 具体的计算流程如图 1 所示。

2 裂纹应变检测方法

根据全尺寸飞机疲劳试验中同一载荷状态下多次重复测量应变数据的统计分析和应变片的贴片位置, 本文提出了一种新的全尺寸飞机疲劳试验裂纹检测方法。具体流程如图 2 所示。

2.1 确定裂纹检测区域

根据全尺寸飞机疲劳试验测量任务书给出的疲劳薄弱部位, 对所贴应变片按照贴片位置进行区域划分, 以确定裂纹检测区域。

裂纹检测区域划分的原则是尽量把可能出现裂纹的区域全部覆盖, 避免漏检。对于全尺寸飞机, 裂纹检测区域分为大区域和小区域, 大区域是按飞机的主要结构进行划分的, 一般分为机身、机翼、平尾、垂尾、下垂尾、鸭翼、起落架、操纵系统。小区域则对机身的框、长桁, 机翼、平尾、垂尾的梁、墙、肋等进一步细分。

试验中需要根据实测应变数据的大小和变化, 通过计算、分析, 逐步缩小裂纹检测区域的范围和数量, 以便集中力量做好裂纹检测区域内应变片的跟踪测量及数据处理^[5]。

2.2 确定监控载荷状态

试验中应变测量点在大载荷状态下应变值较大, 裂纹产生后应变值变化大, 容易发现。考虑到大载荷状态出现次数少, 因此确定监控载荷状态的原则为

- 1) 全部的大载荷状态;
- 2) 2~3 个较大的载荷状态, 测量次数为每个工作日 10 次左右, 每小时测量一次。

2.3 静态谱测量

试验开始后, 首先进行静态谱测量。静态谱测量是一个试验阶段开始后进行的基准测量, 测量全部应变片在各种载荷状态下的应变值, 通过静态谱测量可以确定监控应变片的基准值。

2.4 确定监控应变片

试验中测量的应变片分为两类,

一类为每个试验周期静态测量的应变片, 数量较多, 包括全部应变片, 一般在几千片以上, 测量间隔为一个试验周期, 一般为 3~7 天。

另一类为裂纹检测区域里每天跟踪测量的应变片, 一般为 2000 片左右, 测量间隔为一个

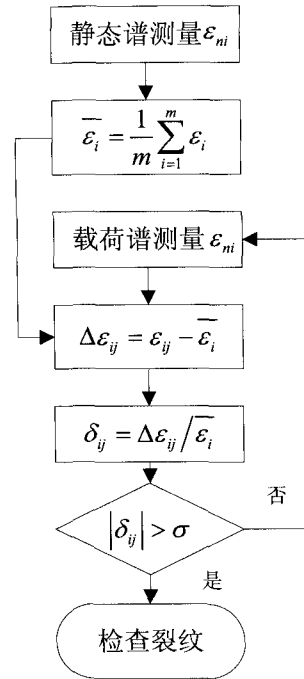


图 1 程序计算流程图

小时。跟踪片是试验中根据实测应变数据的大小和变化, 经过逐步筛选确定的, 通常裂纹检测区域也一起确定。

2.5 确定监控片基准值

监控应变片基准值, 是疲劳试验应变检测的基础, 一般需要多次重复测量后, 对实测应变数据进行统计处理来获得。

试验开始后, 通过静态谱测量, 得到每个测量点在各种载荷状态下的应变值, 一般取同载荷状态下 6~10 次重复测量的算术平均值, 作为该点在这一载荷状态下的基准值, 依此计算出该点在各种载荷状态下的基准值, 最后得到每个测量点在各种载荷状态下的基准值。

2.6 确定监控片误差区间

根据几年来多个全尺寸飞机疲劳试验裂纹应变检测经验, σ 一般取 0.1~0.3, 考虑到各种因素, $\sigma=0.2$ 较合适, 监控片误差区间 $|\delta_{ij}| > 20\%$ 。

2.7 载荷谱测量

静态谱测量完成后, 试验进入载荷谱测量。载荷谱测量是对监控片在每个载荷状态下的应变值进行测量, 载荷谱测量数据量较大, 每班可以达到 2000 (片数) \times 5000 (次数) 规模。

2.8 计算监控应变片误差

在载荷谱测量中提取监控载荷状态每次测量的应变数据, 剔除其中坏片和小应变数据, 根据基准值进行误差计算, 得到每个监控应变片的相对误差 δ_{ij} 。

2.9 统计检验

$$\text{如果 } |\delta_{ij}| > \sigma, P_1 = \{|\delta_{ij}| \leq \sigma\} \approx 0.688 \quad (6)$$

$$\text{如果 } |\delta_{ij}| > 2\sigma, P_2 = \{|\delta_{ij}| \leq 2\sigma\} \approx 0.95 \quad (7)$$

$$\text{如果 } |\delta_{ij}| > 3\sigma, P_3 = \{|\delta_{ij}| \leq 3\sigma\} \approx 0.997 \quad (8)$$

为尽早发现裂纹, 我们取较低置信概率 P_1 ($P_1=68\%$), $|\delta_{ij}| > 20\%$ 。如果没有发现裂纹, 可逐步放大误差, 提高置信概率 $P_2=95\%$, $|\delta_{ij}| > 40\%$; 直至 $P_3=99\%$, $|\delta_{ij}| > 60\%$, 做进一步检测^[3]。

2.10 确定裂纹

根据贴片位置, 试验人员先对应变片所在区域进行目测检查, 再由专业人员使用无损检测设备最终确定裂纹。

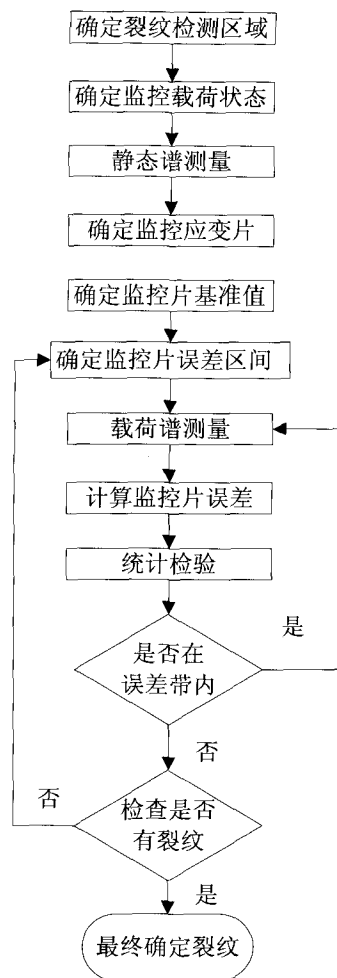


图 2 裂纹应变检测流程图

3 实例

某型飞机全机疲劳/耐久性、损伤容限试验, 根据静态谱测量选定某载荷状态进行监控, 计算各应变测量点的基准值和误差区间。

1) 某框顺航向右下侧孔边裂纹 LS-144 (长度 17mm, 检测时间 12345.4FH), 表 1 和图 3 所示分别为实例 1 的应变片测量数据, 应变片历程曲线, 裂纹照片。

表 1 2209022 号应变数据及误差

飞行小时 FH	应变值 $\mu\epsilon$	误差% δ	飞行小时 FH	应变值 $\mu\epsilon$	误差% δ	飞行小时 FH	应变值 $\mu\epsilon$	误差% δ
10207	3793	0.0	11377	2427	-36.0	11755	1327	-65.0
10828	3618	-4.6	11450	2219	-41.5	11830	1159	-69.4
10863	3220	-15.1	11509	2064	-45.6	11964	926	-75.6
11089	3009	-20.7	11562	1873	-50.6	12095	720	-81.0
11248	2801	-26.2	11633	1671	-55.9	12223	607	-84.0
11297	2627	-30.7	11687	1501	-60.4	12345	485	-87.2

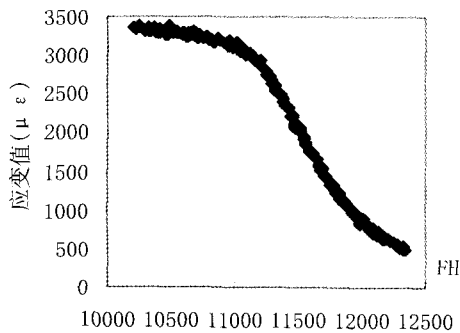


图 3(a) 2209022 应变片历程曲线

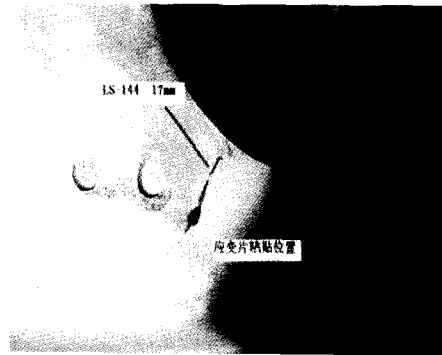


图 3(b) 某框右下侧孔边裂纹 LS-144

2) 某框孔边裂纹 LS-161 (长度 6mm, 检测时间 13388.4FH), 表 2 和图 4 所示分别为实例 2 的应变片测量数据, 应变片历程曲线, 裂纹照片。

表 2 2209038 号应变数据及误差

飞行小时 FH	应变值 $\mu\epsilon$	误差% δ	飞行小时 FH	应变值 $\mu\epsilon$	误差% δ	飞行小时 FH	应变值 $\mu\epsilon$	误差% δ
12514	2283	0.0	12969	2127	-6.8	13248	1993	-12.7
12546	2251	-1.4	12983	2119	-7.2	13223	1975	-13.5
12562	2236	-2.1	13014	2082	-8.8	13281	1958	-14.2
12601	2210	-3.2	13133	2065	-9.5	13297	1899	-16.8
12612	2190	-4.1	13175	2045	-10.4	13330	1846	-19.1
12891	2154	-5.7	13207	2031	-11.0	13364	1829	-19.9

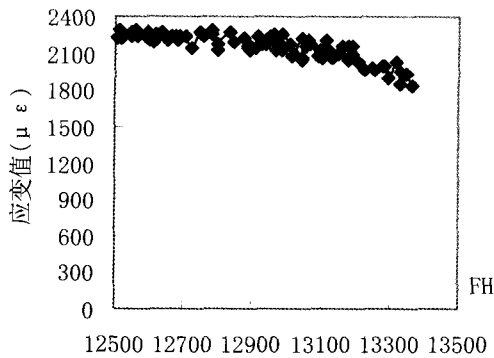


图 4(a) 2209038 应变片历程曲线

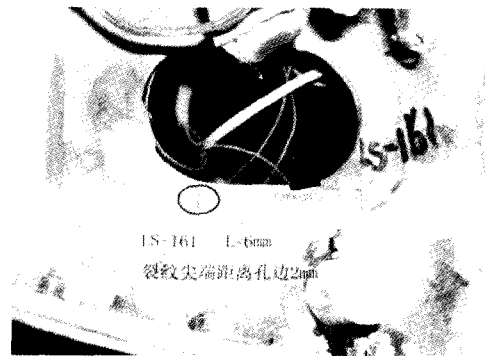


图 4(b) 某框孔边裂纹 LS-16

4 结论

1) 利用应变数据检测结构疲劳裂纹的方法, 已在多个型号全尺寸飞机疲劳试验中使用, 并成功检测到多条关键疲劳裂纹, 证明该方法切实可行, 现已成为全尺寸飞机疲劳试验裂纹检测的方法之一;

2) 与传统的检测方法相比, 裂纹应变检测可以早发现裂纹, 由于应变数据的敏感性, 往往在裂纹萌生阶段应变就有反应, 可以根据应变数据变化的规律, 及时发现裂纹产生的区域。目前检测到的最小裂纹为 6 mm (实例 2);

3) 试验中多次发现应变数据已有明显变化, 相对误差 δ 超过 10%-20%, 专业检测人员使用无损检测多次检查仍未发现裂纹, 直到相对误差 δ 超过 80%, 才检测出长度已达 17mm 的裂纹 (实例 1);

4) 应变片的粘贴位置和方向, 对裂纹检测非常敏感, 从已检测的裂纹来看, 沿裂纹开裂方向附近的应变数据变化较大。因此, 研究贴片位置与裂纹位置之间的关系, 归纳总结应变数据变化和裂纹长度、开裂角度之间的关系, 确定裂纹检测应变片的贴片位置和数量, 可进一步缩小裂纹检测区域, 以便更早发现裂纹, 这将是今后裂纹应变检测方法研究的重点。

参考文献

- [1] 中国飞机强度研究所. 军用飞机结构耐久性/损伤容限分析和设计指南[S]. 2005.
- [2] 刘宝琛. 实验断裂、损伤力学测试技术[M]. 机械工业出版社, 1994.
- [3] 安刚, 杨兰英, 李庆吉. 利用应变测试数据检测结构疲劳裂纹的探讨[C]. 第五届全国疲劳学术会议论文集, 1993.
- [4] 王凤山. 飞机结构强度试验实用指南[S]. 中国飞机强度研究所, 2007.
- [5] 魏宗舒, 等. 概率论与数理统计教程[M]. 高等教育出版社, 1982.
- [6] 李郑琦, 胡建军, 陈跃良. 飞机结构多处损伤研究现状[J]. 强度与环境, 2011, 38(3): 50-56.

(编辑 庞勤)