

DOI:10.16356/j.1005-2615.2023.06.017

基于结构疲劳试验数据的裂纹检测方法

陈 镨¹, 王志国²

(1. 成都飞机工业(集团)有限责任公司, 成都 610091; 2. 南京航空航天大学机电学院, 南京 210016)

摘要: 如何快速准确检测结构疲劳试验中的薄弱部位是个难题。常规方法严重依赖试验人员的工作经验且效率低下, 因此提出一种基于结构疲劳试验实测应变数据的裂纹检测新方法。首先对海量散乱试验数据进行了整合, 采用负载均衡原理和并行技术大大提升了处理效率; 其次提出了一种基于曲线最小变形能的光顺算法, 降低了试验数据中包含的噪声, 为后续分析计算提供了数据支撑; 最后定义了回归函数和裂纹判定准则, 通过 L-M 算法求解回归模型的关键参数实现了结构疲劳裂纹的检测, 极大提高了裂纹检测的准确性。开发了关键结构疲劳试验数据后处理及分析软件, 实例表明本文提供的方法有效、可靠。

关键词: 结构疲劳试验; 并行计算; 裂纹检测; 负载均衡

中图分类号: TP332 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2023)06-1100-11

A Crack Detection Method Based on Data of Structural Fatigue Tests

CHEN Kai¹, WANG Zhiguo²

(1. Chengdu Aircraft Industrial (Group) Co. Ltd., Chengdu 610091, China; 2. College of Mechanical & Electrical Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: How to detect weak parts during the structural fatigue test is a difficult problem. Since the general method is inefficient and relies on human experiences, a new method is presented to detect crack based on the data of structural fatigue tests. First, computation efficiency is greatly promoted in merging massive and scattered testing data by applying the technology of load balancing and parallel computing. Second, the faring algorithm based on minimum deformation energy of curves is presented to reduce the noise in the testing dataset. So data support is achieved for the following analysis. Finally, regression model and crack detection criteria are designed, and fatigue crack detection can be accomplished by solving the key parameters in the L-M algorithm. As a result, the detection accuracy is improved. Software system of key structural fatigue testing data in analyzing is developed, and examples show that the proposed method is efficient and reliable.

Key words: structural fatigue test; parallel computing; crack detection; load balancing

现代飞机性能越发完备^[1], 其机体结构越发复杂, 飞机在飞行中的受力工况千变万化, 这对机体结构的完整性提出了更高的要求^[2]。疲劳寿命及耐久性作为结构完整性的重要指标也引起了更为广泛的关注^[3]。飞机设计思想不再是只包含单一的静强度设计, 也增加了疲劳设计的概念^[4]。开展

结构疲劳试验, 对于验证飞机结构易损伤部位、确定飞机产品使用寿命及制定维修大纲等都具有极其重要的意义。

目前中国各大主机厂所在试验室软硬件建设方面已投入相当大的资源, 在试验装备、方法和验证体系方面能够满足全机试验大纲的要求, 然而

收稿日期: 2023-09-18; 修订日期: 2023-11-24

通信作者: 陈镨, 男, 高级工程师, E-mail: 1461147635@qq.com。

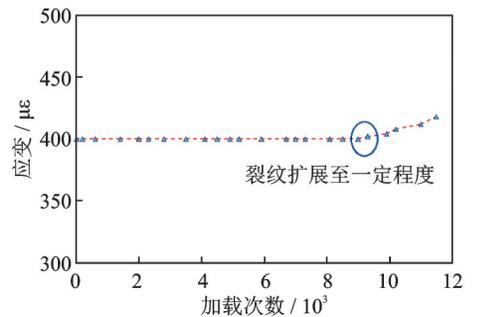
引用格式: 陈镨, 王志国. 基于结构疲劳试验数据的裂纹检测方法[J]. 南京航空航天大学学报, 2023, 55(6): 1100-1110.
CHEN Kai, WANG Zhiguo. A crack detection method based on data of structural fatigue tests[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2023, 55(6): 1100-1110.

在疲劳试验过程中如何有效地检测裂纹的产生一直困扰着试验人员。现阶段,对飞机结构疲劳裂纹的检测主要有目视、无损检测、健康监测及基于实测应变数据的检测技术等。其中基于实测应变的检测方法相对简单高效、成本低廉,仅需依靠现有的加载和数据采集设备,通过一定的算法对试验应变数据进行分析即可,不会对试验过程产生任何不利影响。国内外对该方法均开展过相应的研究,Hewitt等^[5]通过分析全机疲劳试验的应变历程数据提出了疲劳裂纹检测方法,该方法为经典阈值法检测的雏形。此后Hewitt于2004年改进了阈值法中的基准值和带宽的计算准则^[6],开发了检测软件系统,成功应用于F/A18的机翼疲劳试验。Liu等^[7]提出了基于应变历程数据的裂纹检测分析框架,具体包括测点和载荷工况的选取、异常数据的判定及裂纹检测算法等。钟贵勇^[8]则在阈值法的基础上提出了异常数据占比的概念,有效地剔除了非正常数据带来的干扰,实现了结构损伤的自动检测。潘绍振等^[9]引入了偏离度的概念,提出一种应变数据变动趋势不明显的计算方法,为疲劳裂纹检测技术开辟了一种新思路。

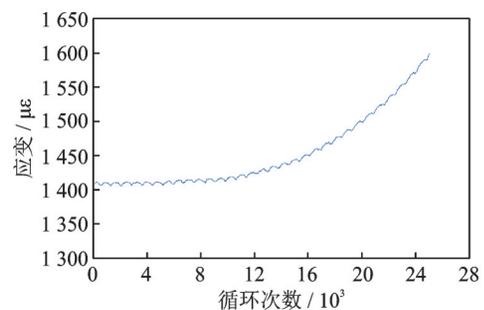
1 基于实测应变检测疲劳裂纹的力学原理

在确定了装夹、加载方案后,通过事先在机体关键结构处布设应变片,结构疲劳试验则按照预定的载荷谱进行加载,并采集所有应变传感器的响应历程数据。试验初期,由于机体结构尚未损坏,处于弹性变形范畴。因此,相同应力水平下其结构的应变响应相同,理论上应变值应该保持不变。随着加载次数的增加,机体结构则会产生局部的损伤,最终导致疲劳裂纹出现直至断裂。

理论上当疲劳裂纹出现后,材料则发生了塑性变形,出现了应力集中的现象,结构的传力路径也将会发生改变。因此,应变数据将出现明显变大或变小的现象,并随着裂纹的扩展进一步剧烈变化。试验过程中应变测量值的典型变化历程如图1所示。由图1可知,实测数据与理论形状基本保持一致,因此可把复杂的力学问题转化为对应变数据变化趋势进行分析的问题^[10]。通过设计合理的算法,完全有可能实现结构疲劳试验中裂纹的自动检测。



(a) Evolution of strain theory under the same load



(b) Measured strain change process of the test piece

图1 基于实测应变检测裂纹的原理及实测验证

Fig.1 Principle diagram and verification of crack detection based on measured strain

2 结构疲劳试验数据整合

2.1 疲劳试验数据文件结构

以某型飞机的全机疲劳试验数据为例,如表1所示。该试验布设测量通道约2 000个,每个周期采样次数近70 000次,单个周期数据总和近1.4亿个。数据呈明显的结构化特征,前3列分别为行号、周期号及载荷状态。其中“行号”可以理解为加载时间,每次递增1;“周期号”则表示该应变数据所处的周期索引(结构疲劳试验总共需做40个周期);“载荷状态”表示载荷工况编号。从第4列起,文件则记录着所有应变传感器的实测数据。例如第5列第6行表示“JSF09-2010”应变片在2周期“8”时刻的实测数据为214.29 $\mu\epsilon$,加载工况编号为“60406”。依据前述的裂纹检测力学原理,需将同一通道及相同载荷工况的所有应变测值从散乱的数据中抽出并归类存储。每一类则表示该通道的应变实测历程曲线,如表1中加粗数据则反映了“JSF09-1010”通道在载荷工况“100233”下的变化历程。

2.2 核心数据结构

所谓试验数据的整合,旨在按照力学原理为后续的分析计算提供初始数据。很显然该整合步骤有两个关键参数用于数据的搜索:载荷工况和通道编号,每个应变数据的归类均由这两个变量决定。然而,考虑到该机型的载荷谱定义了约500个载荷工况,且每个周期包含了近1.4亿个数据,设计高效

表1 某型飞机结构疲劳试验应变实测数据

Table 1 Measured strain data of structural fatigue test for an aircraft

行号	周期号	载荷状态	JSF09-1010	JSF09-2010	JSF09-3010	JSF09-1011	JSF09-2011	JSF09-3011
3	2	60401	219.81	170.98	166.58	-2.52	29.72	10.24
4	2	60402	239.32	197.10	219.85	-8.08	60.48	19.84
5	2	60403	258.42	226.54	239.76	-5.74	48.99	18.58
6	2	60404	253.27	245.72	243.73	-0.91	26.74	14.87
7	2	60405	256.52	196.24	240.89	-3.03	40.96	22.78
8	2	60406	247.92	214.29	241.97	-6.78	40.15	21.40
9	2	60407	247.05	212.87	254.62	-4.49	42.68	23.19
10	2	60408	261.36	222.77	228.56	-4.02	40.27	15.92
11	2	60409	249.56	218.02	249.35	-4.89	43.85	21.47
12	2	60410	259.37	214.58	224.24	-5.11	41.39	17.57
13	2	60411	258.10	222.39	236.19	-0.64	31.77	16.51
14	2	60412	245.51	212.77	247.96	-7.42	51.71	23.14
15	2	60413	259.51	225.25	231.41	2.23	20.49	14.39
16	2	100233	492.01	416.15	423.91	0.49	63.19	28.57
17	2	100233	674.20	552.63	560.93	-5.92	132.82	39.41
18	2	100233	763.04	655.79	679.76	0.65	76.20	47.16
19	2	200283	841.55	689.96	708.53	-9.78	172.95	52.85
20	2	100263	835.49	732.69	769.86	2.05	57.35	54.74
21	2	200233	862.39	719.47	740.81	-6.32	144.34	53.71
22	2	100233	846.89	730.13	759.50	1.02	80.58	52.57
23	2	200283	867.68	713.45	732.97	-9.19	174.40	54.64
24	2	100233	847.69	731.64	759.90	1.82	79.51	52.08
25	2	510293	867.69	720.42	732.95	-9.37	172.96	55.06
26	2	100233	847.78	731.89	759.83	1.9	79.32	52.17
27	2	200343	875.63	709.92	721.86	-10.95	201.75	54.50
28	2	100263	837.87	736.51	772.24	2.7	58.03	54.12
29	2	200343	875.66	710.31	721.57	-10.67	201.95	54.37
30	2	100233	847.90	733.13	759.44	2.58	78.50	51.51
31	2	510393	881.72	713.39	714.72	-11.81	220.84	56.13
32	2	100233	847.99	733.39	759.24	3.45	78.34	50.55
33	2	510423	890.94	712.71	704.08	-11.13	240.73	57.48
34	2	100233	847.55	733.81	758.44	3.39	77.96	50.00
35	2	200233	862.52	722.72	739.30	-3.93	141.12	50.88
36	2	100233	847.57	733.59	757.88	3.49	78.13	49.94

的数据结构对如此巨量数据快速分类显得尤为重要。

总体来说,数据结构可分为线性与非线性结构,其中线性结构主要包括数组、链表、堆栈等,管理开销小,但搜索效率低;非线性结构主要包括树、图等,数据结构复杂、开销大但搜索效率高。综合考量开销与效率,设计了一套管理试验数据的核心结构用于数据的抽取、存储与分类,该数据结构由数组和红黑树构成,结构示意图如图2所示。

数据结构中的数组用于存储,而红黑树则用于查找。数组存放了各个应变通道下所有实测数据,

其中一棵红黑树定义了通道编号与实测数据在数组中首地址的映射关系;另一棵红黑树则用于定义某载荷工况所处的行号与实测数据在数组中索引的对应。因此,应变实测数据在整个数组中的存放和查询规则为

$$\begin{cases} \text{Arrc} = \text{Arrc}(n) \\ \text{Row} = \text{Row}(l) \\ \text{Arr}(n, l) = \text{Arrc}(n) + \text{Row}(l) \end{cases} \quad (1)$$

式中 n 、 l 分别表示通道名称和载荷工况。首先根据名称查找该通道在总体数据下的首地址 Arrc ,即地址偏移量;其次根据载荷工况查询该通道所有

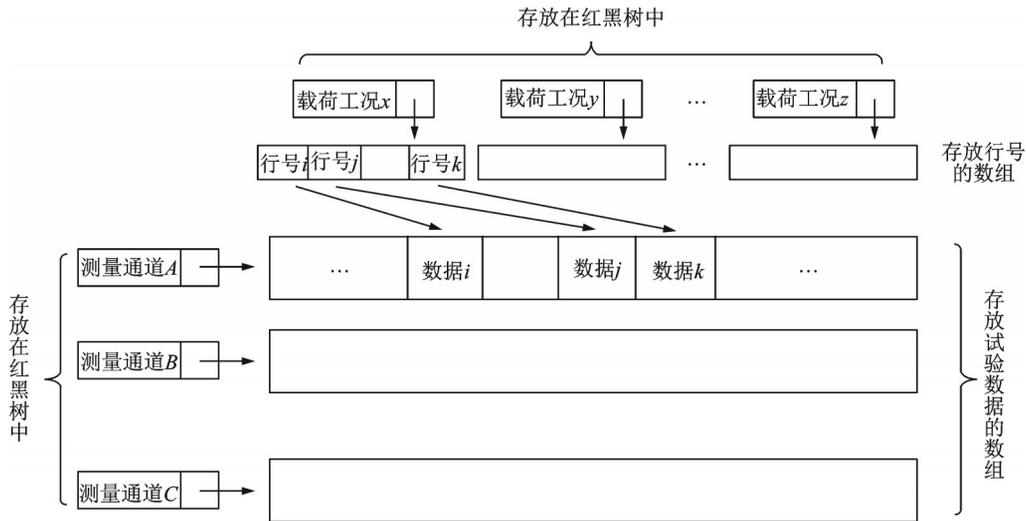


图2 数据整合中的核心数据结构

Fig.2 Key data structure in merging integration

的行号索引 Row;最后根据上述信息可遍历出当前通道在相同载荷工况下的应变变化历程数据。该核心数据结构的优点包括:(1)数组 Arr 仅用于存储实测应变数据,存储开销达到最小;(2)两棵红黑树用于搜索通道及载荷工况在数组中对应的索引,实现了直接寻址,查找效率极高。

2.3 考虑文件切割方式的并行整合

在定义核心数据结构后,如何保证数据整合效率则是关键问题。众所周知,并行程序设计是提高计算效率的首选手段,而其中关键技术则是让计算任务达到负载均衡。所谓负载均衡是指将工作任务平均化,分摊至多个工作单元(CPU 线程)进行运算,确保每个工作单元几乎同步完成各自的计算任务,以提高整体计算效率。

疲劳试验一般均采用间断方式进行,且每次间断试验完成后采集系统会生成实测文件,但文件的大小也存在较大差异(与试验时长有关)。很显然,将这些零散文件按其大小进行组合形成文件集,尽量保证这些文件集的平均是一种常规的负载均衡方法。本文称该方法为“文件分配模式”,该模式的算法流程如图 3 所示。然而此方法的均衡性与 CPU 核数即线程数、文件数量及文件大小的分散性密切相关,图 4 模拟了 17 个试验文件在组合后的均衡性效果。由图 4 可见,此模式尤其在线程数过多时不可避免地会产生文件集极度不均的现象,严重制约了数据整合的效率。若要从根本上解决该问题,则必须设法减小分配粒度,在更小的粒度下进行任务划分。

因试验数据具有结构化的特点,可进一步挖掘内部潜在的可并行性。数据整合也可看成对文件的每一行进行解析,并把解析后的数据填充至核心数据结构中。因此,若以文件的行为粒度单位切割出一系列

等长的文件段,将所有待解析数据平均分配至各个计算线程即可实现几乎完全的任务均衡化,可极大地提高整合的效率,图 5 演示了文件的切割过程。

加速比是用来衡量并行化的效果和性能的重要指标,可定义为

$$S_m = \frac{T_s}{T_m} \quad (2)$$

式中: T_s 表示单核串行所消耗的时间, T_m 表示 m 个线程任务消耗的时间。

图 6 演示了两种并行模式在不同线程数下的耗时和加速比曲线,测试程序运行于 16 核的服务器上。由图 6 可知,当线程数量较少时,两种模式的效率并无明显差别。原因在于两种模式的负载

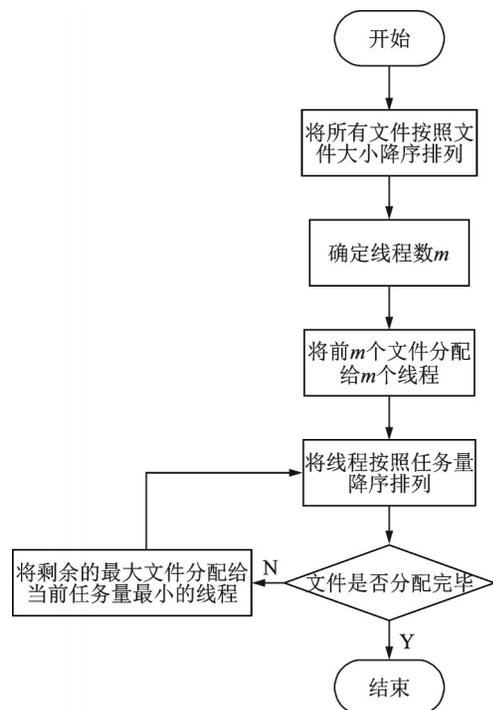


图3 文件分配模式的算法流程

Fig.3 Algorithm flow of file allocation

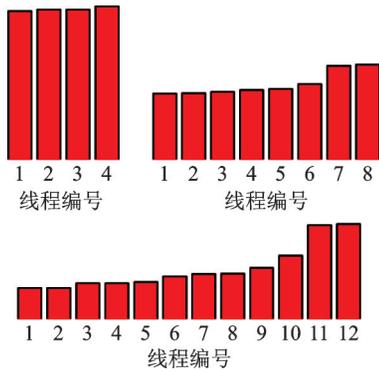


图4 不同线程数下的负载均衡

Fig.4 Load balance in different thread counts

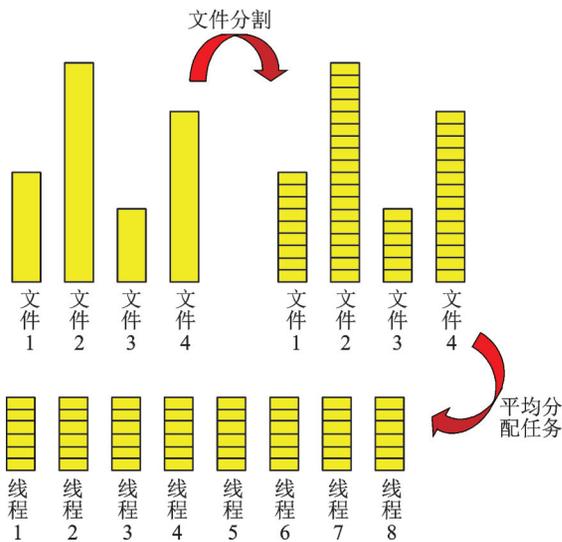
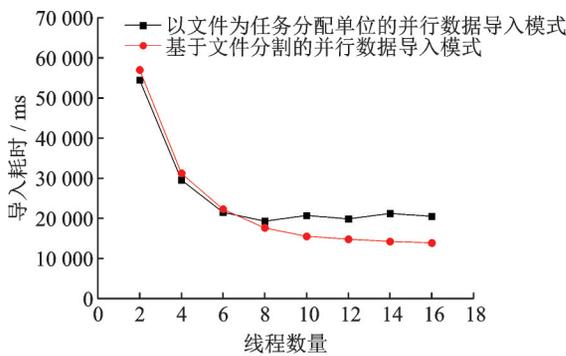
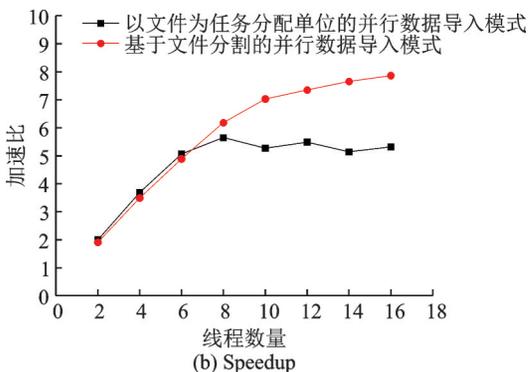


图5 基于文件切割的负载均衡

Fig.5 Load balance based on file splitting



(a) Time consuming



(b) Speedup

图6 两种任务分配模式下数据整合效率对比

Fig.6 Comparison of merging efficiency in two task allocations

都比较平均,而文件切割过程需要一点额外开销,效率上甚至略逊于文件分配模式。但随着参与计算的线程数增多,文件分配模式出现了严重的任务不均现象(见图4),效率难以再有提高。相反文件分割模式由于能保证近似完美的平衡,效率仍然有提升空间。此外,文件分割模式的效率提升会随着线程数增加而趋于平缓,这是由于并行算法中包含的部分串行工作造成的^[11]。

3 结构疲劳试验裂纹检测算法

3.1 改进阈值法

经典的阈值法是一种基于数理统计的裂纹检测方法。阈值法假设应变测量值在结构未损伤时服从正态分布,并根据实测应变数据估计出正态分布的统计参数,由此确定算法的阈值范围,从而实现对结构疲劳损伤的检测。算法基本原理如图7所示,图中上下两条边界线表示应变测量值在结构未损伤时的变动范围,当超出该边界时则判定为裂纹产生。

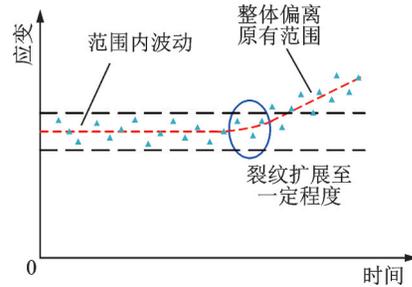


图7 阈值法基本原理示意图

Fig.7 Basic principle illustration of threshold method

设测量的应变样本数据 x 个数为 n , 数据分别为 x_1, x_2, \dots, x_n 。由前提假设可知,测量数据 x 服从正态分布,即 $x \sim N(x_0, \sigma_0)$ 。则统计特征参数 x_0 和 σ_0 的估算为

$$\begin{cases} x_0 = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i \\ \sigma_0 = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (x_i - x_0)^2} \end{cases} \quad (3)$$

式中 x_0 和 σ_0 分别为样本数据的估计均值和标准差。因此阈值法的上下界可表示为

$$\begin{cases} x_u = x_0 + k\sigma_0 \\ x_d = x_0 - k\sigma_0 \end{cases} \quad (4)$$

式中 k 为阈值系数,根据经验取值范围设定为 1~2。

考虑到飞机产品尺寸大、结构复杂、装配连接多等因素,结构疲劳试验中所测的应变数据不可避免地会产生抖动。因此定义了异常数据占比阈值

γ_m ,当异常数据占比大于该阈值时,则算法认定该结构可能已产生疲劳裂纹。计算公式为

$$\gamma = \frac{z}{n} > \gamma_m \quad (5)$$

式中: n 为数据总数; z 为异常数据个数; γ_m 为占比阈值,根据经验一般取5%。图8为阈值法的算法效果图。其中上下边界分别为红色和绿色两条直线,尽管有部分数据超出了边界范围,然而其占比只有1.2%,小于规定的占比阈值,被认定为未产生疲劳裂纹。

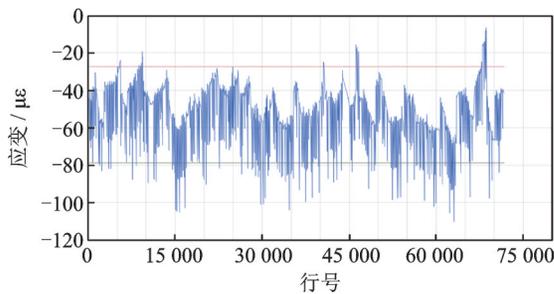


图8 阈值法计算效果图

Fig.8 Calculation result of threshold method

3.2 回归函数拟合法

阈值法计算简单、效率高,但结构疲劳试验数据波动较大,经常造成异常数据占比超过判定阈值 γ_m ,并经人工确认后认定为误判。此类错判、误判的现象非常常见,极大地降低了试验效率,浪费了大量的人力物力。

实际上,短期内的应变测量数据波动并不意味着裂纹的产生。本文从应变历程曲线形状趋势的角度出发,提出了一种基于分段线性回归的检测算法,极大地减少了误判现象,实现了对结构疲劳裂纹的准确检测。

3.2.1 基于最小变形能的光顺算法

实测应变数据具有较大的波动性,若将该应变历程类比为曲线,则表现为曲线极度不光顺。因此,在对应变历程数据的趋势进行分析之前,需对数据进行光滑处理,以降低本文算法误判的可能性。

CAD领域中最小化曲线的弯曲能是曲线光顺常用的方法。能量法来源于力学中梁或板壳的变形计算理论,可从整体域上对曲线曲面进行光滑处理。为了便于计算,工程中一般用二阶导数来近似描述曲线的弯曲程度。令 $P(u) = [x(u) \ y(u) \ z(u)]^T$ 表示参数曲线及其分量,其弯曲能^[12]定义为

$$E_b(P(u)) = \int \|P''(u)\|^2 du \quad (6)$$

对于非参数表达的显式解析曲线 $y=y(t)$,其中 t 为自变量,弯曲能则表示为

$$E_b(y(t)) = \int (y''(t))^2 dt \quad (7)$$

理论上曲线曲率越大、拐点越多曲线的弯曲能越大,当曲线为一条直线时弯曲能为0。若仅仅以弯曲能最小为优化目标所求得的最优解曲线必然为直线,因此还需要添加额外的约束条件,以确保既能平滑曲线还能与初始历程曲线的形状保持接近。换言之,旨在形状调整后的光顺曲线与初始曲线的偏差不可过大。定义曲线的弹性能为

$$E_e(y(t)) = \int (y(t) - x(t))^2 dt \quad (8)$$

式中: $y(t)$ 表示光滑后曲线,为待解量, $x(t)$ 表示已知曲线,弹性能反映了两条曲线的偏差程度。综合考虑两者,式(9)定义应变曲线的总变形能,此光顺问题则转化为求解该变形能最小的泛函极值问题^[13]。

$$E(y(t)) = E_b(y(t)) + \alpha E_e(y(t)) =$$

$$\int (y''(t))^2 dt + \alpha \int (y(t) - x(t))^2 dt \quad (9)$$

式中系数 $\alpha > 0$ 为加权因子,是多目标优化中常用的调节因子。 α 越小曲线越光滑,但与初始曲线偏离越大,会产生失真;反之 α 越大,则与初始曲线越接近,但光顺性越差。令初始应变数据集和光顺后的应变数据集分别为

$$\begin{cases} x = x(t_i, x_i) \\ y = y(t_i, y_i) \\ y'' = y''(t_i, y_i'') \end{cases} \quad i = 1, 2, \dots, n \quad (10)$$

式中: $x(t_i, x_i)$ 、 $y(t_i, y_i)$ 和 $y''(t_i, y_i'')$ 分别表示初始、光顺后离散的数据点及二阶导数集合, $x(t_i, x_i)$ 为已知量,其他为待求解未知量。在离散数据模式下,式(9)可变换为

$$E = \alpha \sum_{i=1}^n (y_i - x_i)^2 \Delta t_i + \sum_{i=1}^n (y_i'')^2 \Delta t_i \quad (11)$$

式中 Δt_i 为横坐标增量。可按照有限差分法取值

$$\Delta t_i = \begin{cases} t_2 - t_1 & i = 1 \\ \frac{1}{2} (t_{i+1} - t_{i-1}) & i = 2, 3, \dots, n-1 \\ t_n - t_{n-1} & i = n \end{cases} \quad (12)$$

对于端点以外的离散点处的二阶导数 y_i'' ,可将 (t_{i-1}, y_{i-1}) 、 (t_i, y_i) 和 (t_{i+1}, y_{i+1}) 进行二次Lagrange差值用于逼近 y_i 处的局部形状,最终二阶导数 y_i'' 可表达为

该模型用统一的数学方程 $\epsilon(t, z)$ 来逼近图 10 的分段直线外形,且保证了分段点处的连续性。对每个观测数据而言,其大小与回归模型存在一定的误差 ϵ_i ,可表达为

$$y_i = \epsilon(t_i, z) + \epsilon_i = \beta_0 + \frac{\beta_1}{\theta} \ln(e^{\theta(t_i - t_0)} + 1) + \epsilon_i$$

$$i = 1, 2, \dots, n \quad (18)$$

对式(18)可采用经典的最小二乘拟合,使得残差 ϵ_i 整体时间域上保持最小。离散模式下,定义优化目标函数为

$$\epsilon(z) = \sum_{i=1}^n \epsilon_i^2 \Delta t_i \quad (19)$$

式(19)的矩阵形式为

$$\epsilon(z) = F^T K F \quad (20)$$

式中 F 为残差矩阵且包含了待求解的回归参数,其表达式为

$$F = \begin{bmatrix} \epsilon_1 \\ \epsilon_2 \\ \vdots \\ \epsilon_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} y_1 - \beta_0 - \frac{\beta_1}{\theta} \ln(e^{\theta(t_1 - t_0)} + 1) \\ y_2 - \beta_0 - \frac{\beta_1}{\theta} \ln(e^{\theta(t_2 - t_0)} + 1) \\ \vdots \\ y_n - \beta_0 - \frac{\beta_1}{\theta} \ln(e^{\theta(t_n - t_0)} + 1) \end{bmatrix} \quad (21)$$

理论上令 $\epsilon(z) \rightarrow \text{Min}$ 即可求得回归参数。该问题为非线性最小二乘优化问题,L-M算法是解决上述问题的经典方法,具有稳定性好、收敛速度快等优点。首先将残差矩阵 F 在回归参数处一阶 Taylor 展开,并代入目标函数可得

$$\epsilon(z) = F^T K F \approx (F^T(z_k) + (z^T - z_k^T) J_k^T) K (F(z_k) + J_k(z - z_k)) \quad (22)$$

L-M算法的迭代公式和终止条件如式(23)所示,其中 μ 为阻尼因子,具体推导过程可参阅数值计算^[14]相关文献。

$$\begin{cases} z_{k+1} = z_k - (J_k^T K J_k + \mu I)^{-1} J_k^T K F(z_k) \\ \|\nabla \epsilon(z)|_{z=z_k}\| = 2 \|J_k^T K F(z_k)\| < \tau \end{cases} \quad (23)$$

将回归模型引入,得到各变量表达式为

$$\begin{cases} J_k = \begin{bmatrix} \frac{\partial \epsilon_1}{\partial z} \Big|_{\theta=\theta_k} & \frac{\partial \epsilon_2}{\partial z} \Big|_{\theta=\theta_k} & \dots & \frac{\partial \epsilon_n}{\partial z} \Big|_{\theta=\theta_k} \end{bmatrix}^T \\ F(z_k) = [\epsilon_1|_{\theta=\theta_k} \quad \epsilon_2|_{\theta=\theta_k} \quad \dots \quad \epsilon_n|_{\theta=\theta_k}]^T \end{cases} \quad (24)$$

考虑到参数 θ 可以取大数,则式(24)中的偏导数简化为

$$\frac{\partial \epsilon_i}{\partial z} \Big|_{\theta=\theta_k} = \begin{bmatrix} -1 & -\frac{1}{\theta} \ln(e^{\theta(t_i - t_{0,k})} + 1) & \frac{\beta_{1,k}}{1 + e^{-\theta(t_i - t_{0,k})}} \end{bmatrix}^T \approx$$

$$\begin{cases} [-1 \quad t_{0,k} - t_i \quad \beta_{1,k}]^T & t_{0,k} < t_i \\ [-1 \quad 0 \quad \frac{\beta_{1,k}}{2}]^T & t_{0,k} = t_i \\ [-1 \quad 0 \quad 0]^T & t_{0,k} > t_i \end{cases} \quad (25)$$

$$\epsilon_i|_{z=z_k} = y_i - \beta_{0,k} - \frac{\beta_{1,k}}{\theta} \ln(e^{\theta(t_i - t_{0,k})} + 1) \approx \begin{cases} y_i - \beta_{0,k} - \beta_{1,k}(t_i - t_{0,k}) & t_{0,k} < t_i \\ y_i - \beta_{0,k} & t_{0,k} \geq t_i \end{cases} \quad (26)$$

在采用 L-M 算法计算出回归参数后,原理上可用斜率 β_1 的大小来进行疲劳损伤的判断。然而不同载荷工况下的实测应变数据在拟合后的斜率差别也很大,一般来说初值 β_0 越大,往往斜率 β_1 也越大。因此,定义了相对变化率 ω 作为裂纹检测的判定标准。 ω 定义为

$$\omega = \frac{\beta_1}{\beta_0} \quad (27)$$

可设定裂纹检测的判定阈值 $\omega_m > 0$,若 ω 的绝对值大于 ω_m ,则认为结构可能已产生疲劳裂纹。工程计算中 ω_m 的取值可通过回归算法,计算试验件在不同应力水平下的相对变化率并取均值得到。

4 应用案例与对比

为验证本文提出的算法,设计了铝合金板拉伸疲劳试验。试验件带有初始裂纹并在裂纹附近布设了应变传感器。加载设备采用 MTS 公司的数字伺服协调控制系统,试验采用 DH3820 高速静态应变数据采集仪进行应变数据的采集,采样频率为 100 Hz。

试验样件为 7055 铝合金板材且样件中央已被切割出长达 10 mm 的初始裂纹。样件施加正弦波形的交变载荷,测量其响应应变直至样件发生疲劳破坏。图 11 分别演示了阈值法和分段线性回归算法的裂纹检测效果,表 2、表 3 分别展示了阈值法和线性回归算法的分析结构。由图 11、表 2 及表 3 可知,无论在试验初期还是在试验中后期,阈值法和回归法均能进行准确的裂纹检测。其中阈值法判定准则为异常数据占比,而分段线性回归法的判别准则为相对变化率。

考虑到影响结构疲劳试验环境的因素众多,导致了数据分散性较大,两种检测算法的准确性则需进一步讨论。针对某型飞机 2 周期的全部应变数据,本文开展了算法准确性测试并进行了数据对比。由于 2 周期属于试验的早期阶段且经过了技

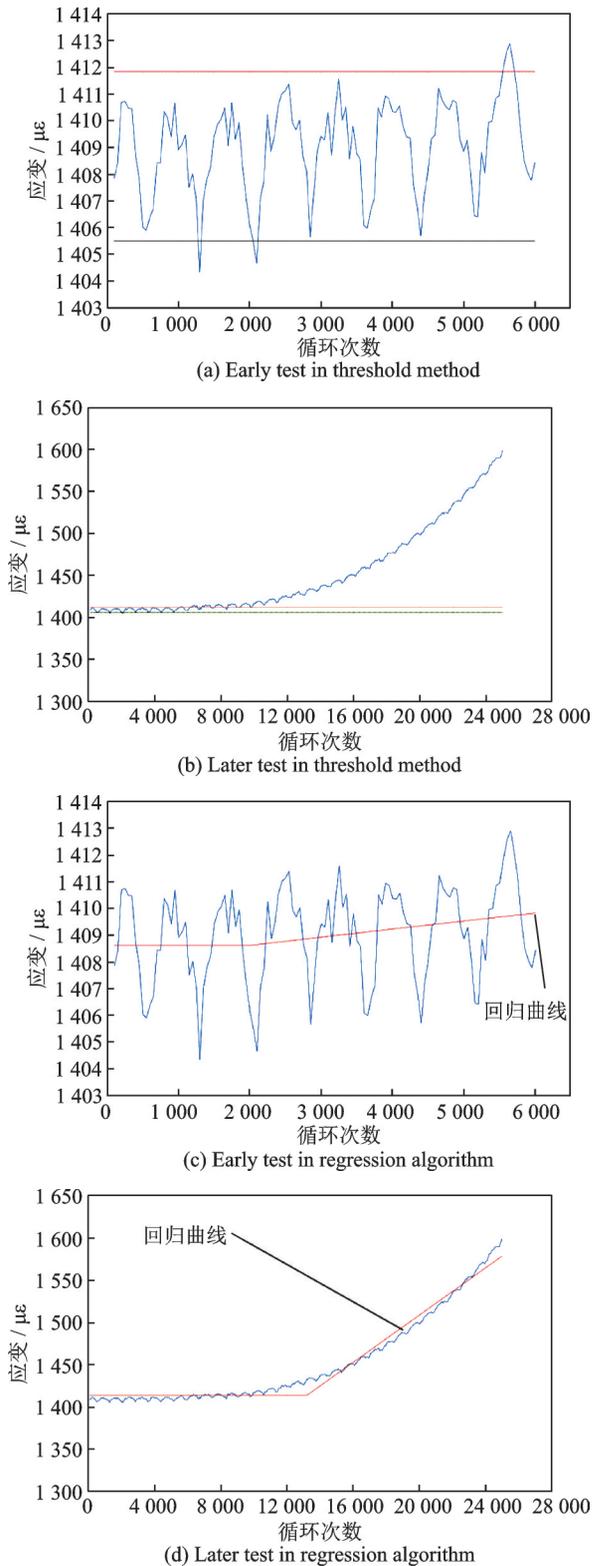


图11 阈值法和线性回归算法分析效果

Fig.11 Analytical results of threshold and regression methods

表2 阈值法在不同试验阶段的分析结果

Table 2 Analytical results of threshold method in different test stages

试验阶段	$\gamma/\%$	$\gamma_m/\%$
初期(前6000次循环)	4.88	5
中期(前25000次循环)	73.34	5

表3 回归法在不同试验阶段的分析结果 ($\omega_m=1 \times 10^{-6}$)

Table 3 Analytical results of regression method in different test stages ($\omega_m=1 \times 10^{-6}$)

试验阶段	$\beta_0/\mu\epsilon$	$\beta_1/(\mu\epsilon \cdot \text{次}^{-1})$	t_0	$ \omega $
初期 (前6000次循环)	1408	0.000301	2001	2.14×10^{-7}
中期 (前25000次循环)	1413	0.013973	13243	98.84×10^{-7}

术人员大量的目检,未发现明显的裂纹。因此对该数据进行计算后所判定的可疑曲线基本都属于误判的范畴,可疑曲线的判定数量可以反映两种裂纹检测算法的准确度。

表4罗列了两种方法对裂纹检测的判定结果,由表4可知,阈值法将461个通道共21794条应变历程数据判定为可疑曲线;而分段线性回归法的判定结果为141个通道下共5523条曲线。显然,分段线性回归法误判更少,具有更好的准确性。

表4 2周期可疑曲线判定结果

Table 4 Determined suspicious curves in second period data

分析方法	危险测量通道个数	危险曲线个数
阈值法	461	21794
分段线性回归法	141	5523

此外计算效率也是需要衡量的重要指标,表5分别统计了阈值法和回归法的计算耗时。由于线性回归算法的计算过程复杂,涵盖了光顺、回归模型参数迭代计算等过程,需求解大量的线性方程组,消耗了更多的CPU计算时间。

表5 2周期算法的CPU耗时

Table 5 CPU time consuming in second period data

分析方法	计算用时/s
阈值法	7
分段线性回归法	594

在本文提出的算法理论上,开发了关键结构疲劳试验数据后处理及分析软件。该软件可对结构疲劳试验数据进行快速处理,并实时开展疲劳裂纹的检测,极大地提高了试验人员的工作效率。软件的开发平台为Visual Studio,算法的实现采用了Eigen工具包,图12为该软件系统运行的界面。

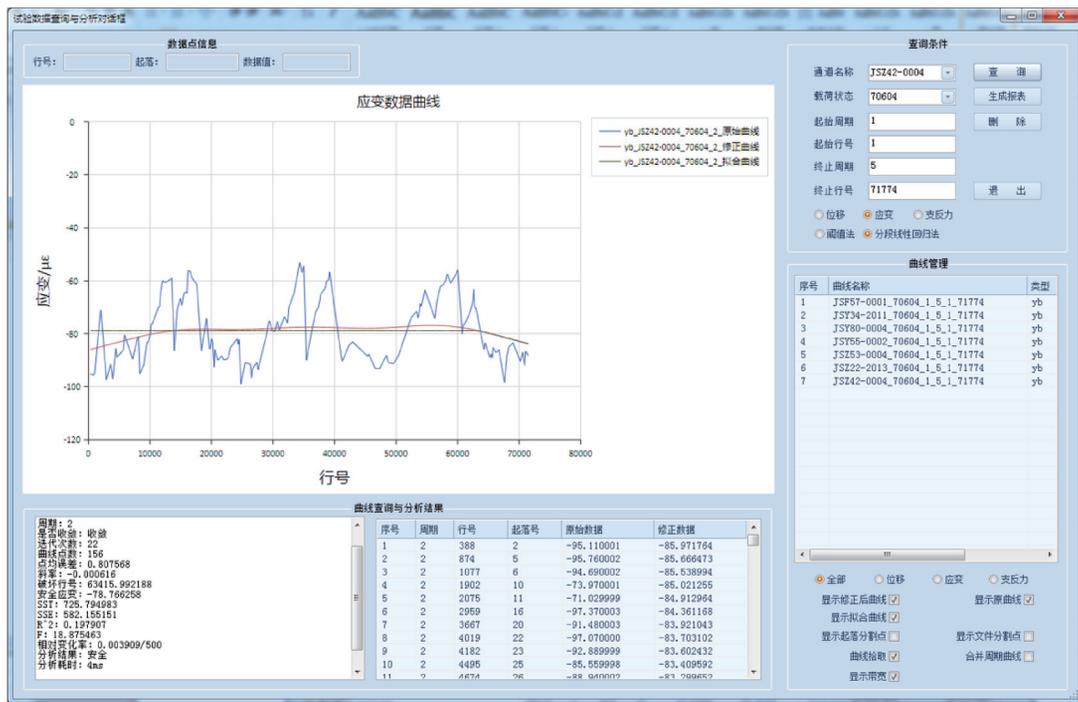


图 12 关键结构疲劳试验数据后处理及分析系统

Fig.12 Software system of data post-processing and analysis in key structural fatigue test

5 结 论

针对结构疲劳试验数据的特点,提出了一种新颖的数据处理及分析方法。首先针对大量散乱的试验数据,设计了核心数据结构,加快了数据的查询。此外采用文件切割技术实现了计算量的负载均衡,提高了整合效率;其次考虑试验数据分散性大的特点,运用基于曲线最小变形能的光顺算法,较好地剔除了试验数据中所包含的噪声,平滑了原始应变历程曲线;最后提出了一种基于回归函数拟合的裂纹检测判定方法,克服阈值法易产生误判的问题,降低了裂纹检测的误判率。在上述工作的基础上,开发了一套软件系统,并已成功运用于某型号飞机的结构疲劳试验中,文中所有案例和对比数据均由该软件生成。

阈值法简单、效率高但易误判;回归算法准确性高但效率低。后续研究可将这两种方法相结合,先用阈值法进行粗预判并快速统计出可疑曲线集,再用回归算法针对该曲线集开展二次判别,实现效率和准确性的柔性统一。

参考文献:

- [1] 赵云龙. 航空发电机状态趋势分析技术研究[D]. 沈阳:沈阳航空航天大学, 2012.
ZHAO Yunlong. Study on condition trend analysis for aero-generator [D]. Shenyang: Shenyang Aerospace University, 2012.
- [2] 陈福玉. 航空铆接连接件疲劳寿命研究[D]. 南京:南

京航空航天大学, 2011.

CHEN Fuyu. Study on fatigue life of aeronautical riveted joint [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2011.

- [3] 强宝平. 飞机结构强度地面试验[M]. 北京:航空工业出版社, 2014:103-166.
QIANG Baoping. Ground testing for aircraft structure [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2014:103-166.
- [4] 王昊. 面向航空结构的应变-裂纹监测系统的研制[D]. 南京:南京航空航天大学, 2013.
WANG Hao. Development of a new strain-crack monitoring system for aircraft structure [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2013.
- [5] HEWITT R L, RUTLEDGE R S. Computer applications in full-scale aircraft fatigue tests [J]. Automation in Fatigue and Fracture: Testing and Analysis, 1994 (1): 51-69.
- [6] HEWITT R L. Experiences with on-line data trend monitoring on a full-scale aircraft fatigue test [C]// Proceedings of ICAF 2003. UK: EMAS Publishing, 2004: 89-108.
- [7] LIU Quanliang, SONG Pengfei, GE Sen, et al. Real time non-destructive evaluation for full-scale aircraft fatigue test [C]// Proceedings of the International Conference on Experimental Mechanics 2008 (ICEM 2008). Beijing: Chinese Society of Theoretical and Applied Mechanics, 2008: 156-163.
- [8] 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:中国航空学会, 2014: 1589-1593.

- ZHONG Guiyong. Automatic monitoring of aircraft structural damage based on measured strain[C]//The 6th China Aviation Society Youth Science and Technology Forum. Shenyang: Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2014: 1589-1593.
- [9] 潘绍振, 钟贵勇, 刘小冬. 全机疲劳试验中结构损伤的预判方法[C]//2017年(第三届)中国航空科学技术大会论文集(下册). 北京: 中国航空学会, 2017: 69-72.
- PAN Shaozhen, ZHONG Guiyong, LIU Xiaodong. Structural damage prediction method in aircraft full scale fatigue test [C]// Proceedings of the 5th China Aeronautical Science and Technology Conference. Beijing: Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2017: 69-72.
- [10] 安刚, 王晓鑫, 杜振华. 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[J]. 强度与环境, 2012, 39(2): 14-19.
- AN Gang, WANG Xiaoxin, DU Zhenhua. The strain monitor method for structure crack inspection on full-scale aircraft fatigue test[J]. Structure & Environment Engineering, 2012, 39(2): 14-19.
- [11] VRENIOS A. Parallel programming in C with MPI and OpenMP[J]. IEEE Distributed Systems Online, 2004, 5(1): 7-8.
- [12] GUAN Z D, JING L, NING T, et al. Study and application of physics-based deformable curves and surfaces [J]. Computer & Graphics, 1997, 21(3): 305-313
- [13] HANKE M, SCHERZER O. Inverse problems light: Numerical differentiation[J]. The American Mathematical Monthly, 2001, 108(6): 512-521.
- [14] 张光澄, 王文娟, 韩会磊, 等. 非线性最优化计算方法[M]. 北京: 高等教育出版社, 2005: 25-166.
- ZHANG Guangcheng, WANG Wenjuan, HAN Huilei, et al. Computation method for nonlinear Optimization [M]. Beijing: Higher Education Press, 2005: 25-166.

(编辑: 夏道家)