

# 金属疲劳裂纹涡流检测法的研究

陈 小 泉

## 摘 要

本文通过马氏体不锈钢叶片疲劳裂纹检测实例,叙述用涡流法检测裂纹存在的问题、研究进展和试验结果,同时提示在飞机发动机模拟试验和维修工作中推广应用涡流法检测疲劳裂纹的可能性。

劳疲是金属和合金使用中发生断裂的最常见和最重要方式、也是决定零件使用寿命的重要因素、在所有实物损坏中、疲劳占着很高的比率。

国外飞机事故调查研究报告(表1和表2),强调了飞机设备疲劳和维护问题的重要性、正规使用合适的无损试验方法和仔细的例行检查的必要性。报导者据自己的经验推断,加强无损检查可能消除大约60%的损坏<sup>[1]</sup>。

## 一、前言

表 1 1966~1970年损坏总计——按元件及类型

元 件 类 型	按损坏形式统计的损坏数				
	疲劳	过载	腐蚀, 应力 腐蚀, 氢脆	过度磨损, 变形	杂项, 高温擦伤等
发动机	69	12	—	11	17
起落架	30	58	5	—	2
主旋翼组合件	13	9	—	—	1
螺旋桨组合件	16	3	—	1	1
结构件和飞行控制件	4	11	3	—	5
尾旋翼组合件	7	6	1	—	4
杂项部件	1	5	—	—	2
按类型总计	140	104	9	12	32

按指定原因统计的损坏数

不正规的维护, 修理或检修和检查	不适当的设计或维护说明书	制 造 不 当	不正常的工作或使用损伤	未定原因	按 元 件 总 计
42	22	9	27	8	109
20	22	3	45	9	95
6	7	2	7	—	23
17	—	8	4	10	21
2	4	2	13	—	21
4	6	2	5	1	18
—	1	1	6	—	8
91	62	25	107	10	295

表 2 材料原因及飞机损坏的基本机理

指 定 主 要 原 因	损 坏 机 理					按原因总计
	疲劳	过载	腐蚀, 应力 腐蚀, 氢脆	过度磨损, 变形	杂项, 过热, 擦伤等	
不适当的维护, 翻修或检查	64	12	6	3	6	91
不适当的设计或维护说明书	44	10	2	4	2	62
制造不当	16	6	1	1	1	25
不正常的工作或使用损伤	11	75	—	2	19	107
未定原因	5	1	—	2	2	10
按类型总计	140	104	9	12	30	295

零件的早期疲劳已远远超出常用无损检验法可探测的能力, 然而, 按试验室条件和用统计方法确定的人工试样的“寿命”, 往往同实际零件有颇大出入, 特别是军用发动机零件, 由于环境因素的影响, 这种出入可能更大。因此, 从现实意义上说, 疲劳损伤的无损检测, 尽管所检出的裂纹已属宏观尺寸范围, 但从维修工作以及近年发展起来的断裂力学观点来看, 仍然十分重要〔2~4〕。由于及时地加强了现场使用零件的检查或监控, 无疑将大大减少某些本来可以避免的重大质量事故。

至今, 各种无损检验方法成功用于飞机和发动机重要部件疲劳裂纹检测是为数不多的, 各种方法均存在不少问题和困难。本文将以前述涡流检验法为例, 结合具体零件进行的研究, 说明如何充分利用这种方法的优点, 以及由于克服某些缺点所取得的研究和应用的进展。

## 二、采用涡流法检测疲劳

### 裂纹的优缺点

金属的疲劳可以从零件的内部开始, 但更普遍更经常的是起源于金属的表面。因此, 研究一种对表面和近表面情况变化有更大敏感性的物理过程或物理观察方法是有意义的。

基于电磁场在金属中的“趋肤效应”, 涡流只存在于金属的表面和近表面, 这是涡流法的特点和与疲劳裂纹检测的有利联系。

近代飞机仍以各种合金为结构主体。无论铝合金、镁合金、结构钢、不锈钢、耐热合金和钛合金零件的裂纹, 均可使用涡流法检验。

探测金属裂纹的传感器(线圈)可以做得很小, 因此对试样或零件上感兴趣部位的局部检查, 提供了更大的可能性。

涡流法不限于检出裂纹的位置, 而且能对裂纹的深度或严重程度给出定量的信息。

涡流对试件表面的不洁物、油脂、氧化层、油漆等非金属膜是不敏感的, 也就是说, 可以不必时常清除某些保护层即可进行检查。在某些检查部位, 甚至无须拆卸其他装配件, 因此可以显著地节省人力和时间。

有多种涡流试验设备可制成便携式、用电池工作的, 使用方便, 检测速度快。对零件或材料上确定的检查部位, 工作人员不必经过长期培训。

针对疲劳裂纹的检测, 涡流法也存在不少缺点如:

不可能探测传感器无法接近的部位和起源于金属内部的疲劳裂纹;

灵敏度不如磁粉、渗透等方法高, 且随金属上非金属膜厚度增加而降低。对未开裂的电镀层下的基体金属裂纹不敏感;

存在于大面积上未知部位的裂纹, 难于耐心细致探测;

影响探测结果的因素即“干扰因素”相当多。

### 三、方法原理和设备简述

金属表面存在裂纹时，载高频电流的线圈在金属上感生的涡流会受到阻碍，裂纹愈深，阻碍愈大。涡流磁场对原线圈磁场的反作用，影响线圈的阻抗。原理上，用测定线圈电感和品质因数的仪器（如Q表）可把线圈阻抗变化规律测量出来如图1。

但是，影响线圈阻抗的因素是很多的，除裂纹外，金属材料的导电性、导磁率、试样形状大小、测量线圈到试样的距离等均可能干扰测量结果，因此，Q表测量法实际上很少采用。

目前用于裂纹检测的涡流设备大致可分三类：

1. 适于棒、管、线材纵向裂纹检查的通过式线圈仪器；

2. 适于棒、管、线材及旋转对称几何形状

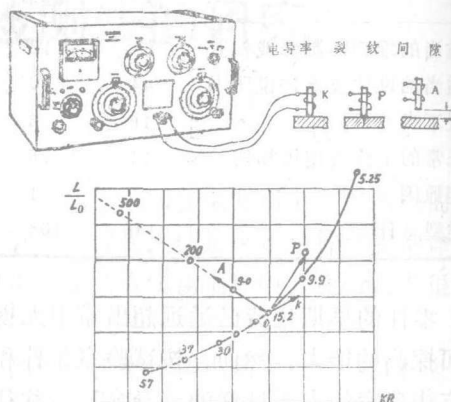
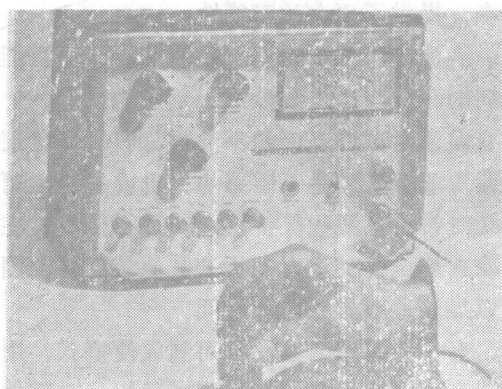
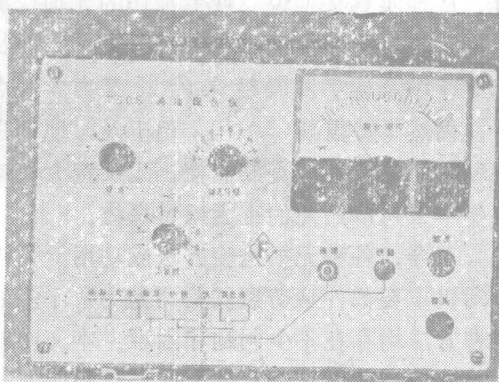


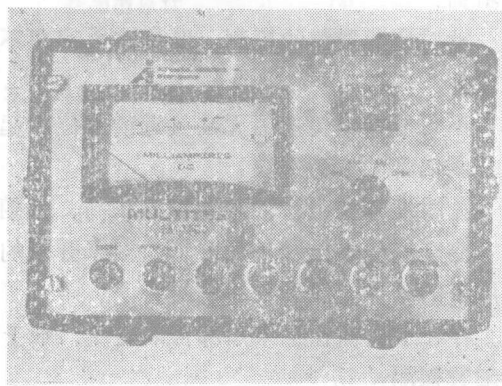
图 1



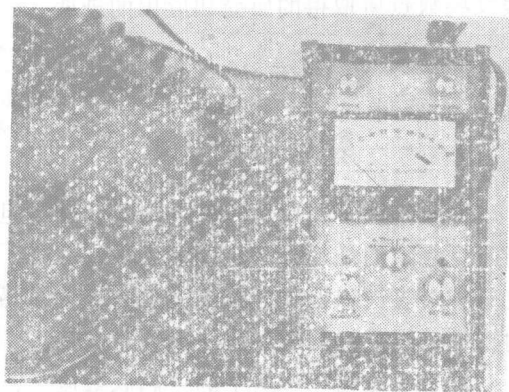
西德2.164型



国产7505型



美国EM1500型



英国HALEC型

图 2

零件表面裂纹检查的旋转探头式(或旋转零件)探伤仪器;

3.适于任意形状零件特定部位探伤的放置探头式探伤仪器。

在飞机和发动机零件的疲劳裂纹探测中,第三种类型探伤设备看来更适应多种需要。

国内现有的几种放置探头式探伤仪如图2。

上述各型涡流仪性能各有优缺点,但从基本性能要求即“间隙抑制”和“灵敏度”性能综合考虑,仍以西德Defectometer2.164和国产同类型号7505型探伤仪为优。

对材质均匀的、形状不复杂的零件,如铝合金(桨叶)、耐热合金(涡轮叶片)等,上述仪器使用性能均较优越,但实践经验表明,在材质不甚均匀(如钢材),且靠具不很精密的情况下,仪表指示表现出多种因素干扰,从而大大降低了探测的可靠性和实际可达到的灵敏度。

#### 四、马氏体不锈钢叶片疲劳裂纹探测时遇到的困难

Cr17Ni2 马氏体不锈钢曾用于制造 400℃ 以下范围工作的零件如压气机一级叶片,由于钢中存在  $\delta$ -相,使其热加工(轧制、锻造和模锻)复杂化。这种钢淬透性差,在大面积中有较高的各向异性。新叶片表面经过机械抛光,大部份返修叶片的表面采用喷丸强化。一般认为,疲劳对形变热处理过程是极为敏感的,而热处理又以各种因素影响疲劳性能试验结果。由此可知,因某台发动机中某一片叶片出现疲劳裂纹而规定整台发动机同级叶片全部报废,既不合理又不经济,如能有效地检出带疲劳裂纹的叶片,则对飞行安全、飞机延寿、节省开支和验证试验室条件下的疲劳试验结果,都有一定意义。

由同一炉号钢材、同一形变热处理状态、同一表面光洁度或同一表面状态的 Cr17Ni2 一

表 3

序 号	仪 表 示 数	
	灵敏度为 1 吋	灵敏度为 5 吋
1	2.5	3.2
2	0.3	0.5
3	1	2
4	2	3.2
5	2.5	3
6	3	5
7	0.6	1.1
8	3	5.2
9	4	6.5
10	2	3.2
11	0.8	2.2
12	0.4	6
13	2.5	4
14	1.8	3
15	0.3	0.5
16	0.8	1.5
17	0.3	1.2
18	3.2	5
19	2.4	3.2
20	1	1.5
21	1.8	3
22	2	3
23	2.6	3
24	2	3
25	1.6	2.5
26	2.2	3
27	0	0
28	1	2
29	1.5	2.8
30	0.6	1.1
31	1	2
32	4	6

级压气机叶片,基本上是可以国产7505型涡流探伤仪进行检验的,但这种理想的均一状态实际上是不存在的,特别是在提高探伤仪灵敏度条件下,以及必须检验进气边靠近根部8~10毫米处的疲劳裂纹时,探伤人员将会遇到仪表

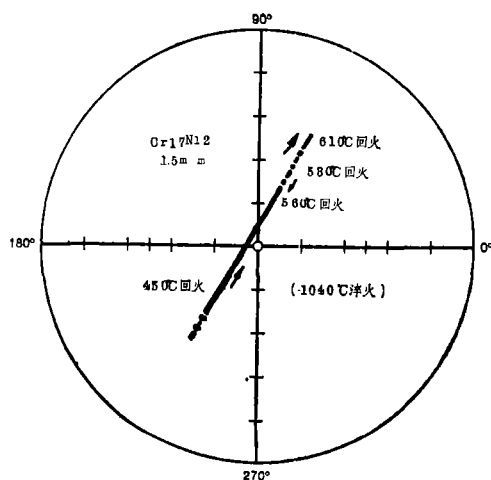


图 3

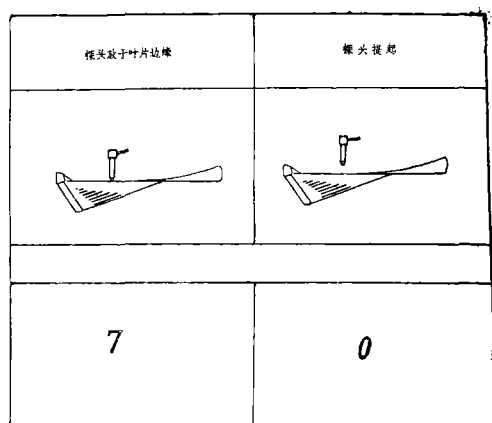


图 5

首先考虑Cr17Ni2板材热处理工艺对阻抗的影响见图3和图4。

以上结果说明，叶片的热处理不能严格控制是造成指示仪表数据波动的原因之一。

## 2. “提起补偿”效应的减弱

探伤仪的一个重要性能即“提起补偿”，是指探头在试样表面和探头从试样表面提起，仪表示数只允许有不大的变化，因此可以补偿探伤时探头在试样表面移动产生的影响。探伤仪在制造厂里是以标准试块进行这种补偿和调整仪器的，在大多数情况下适用于零件的中心部位和试样的边缘，但对Cr17Ni2叶片，这种效应已大为减弱，如图5。

探头提起和放于试样表面上时仪表示数的差别表明，如不重新调整仪器内部电路参数，“提起补偿”作用将减弱，即探头在叶片边缘

示数不稳定、难于调整“零点平衡”等困难，根据某工厂的使用经验，可靠地探出长度为2毫米的裂纹也相当困难。在这种情况下，若勉强使用，必然会增加漏检的可能性。

以两台发动机上随意选择的，表面同样经过喷丸强化的叶片为例，仪表示数变化如表3。如不经常调整仪器，一部分叶片就不能探测，而能探测的部分叶片也很易使缺乏经验的操作人员产生错觉。

关于仪表示数不稳定的主要原因，我们分析认为是：

## 1. 热处理状态影响

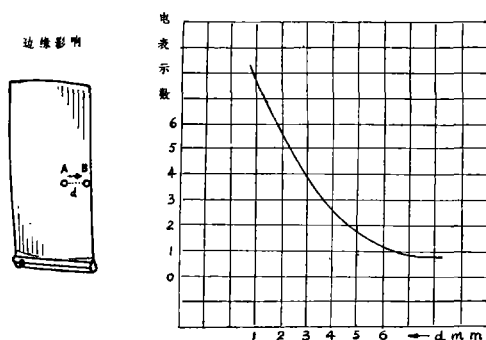


图 6

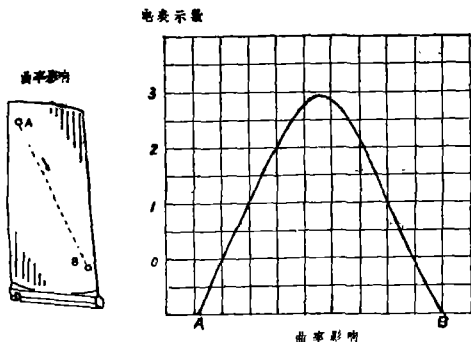


图 7

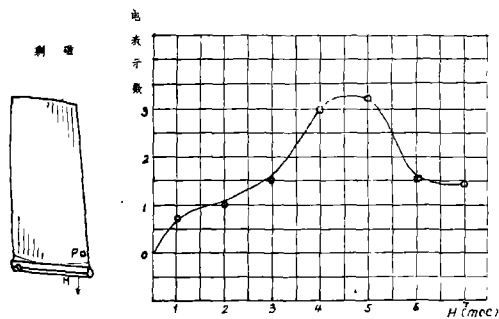


图 9

## 五、获得更佳探测结果的研究进展

正如上节所列举的问题和困难，涡流法的应用一直受到很多限制。在近期参考文献<sup>(2)</sup>以及工厂的调查报告<sup>(3)</sup>，仍认为涡流法只能用于材质均匀和形状规则的零件。为了取得应用上的进展，国外正侧重于研究复杂的扫描系统<sup>(2)</sup>。同时认为，导磁率和导电率的局部变化对裂纹探测的有效性通常是不能消除的，因此多年来，在飞机和发动机上，这种方法仅用于检查少数非磁性零件。如压气机盘、隔圈和低压压气机后毂等。

本研究工作是为克服某些困难的一种尝试，以国产7505型探伤仪电路为基本结构，设计了一种“自动平衡”装置，它对各种“干扰因

滑动将产生仪表示数的波动，然而若更改电路参数，探头对其他许多零件同样会失去“提起补偿”作用，这是不希望的。

### 3. 试样边缘和曲率影响

探头从试样表面垂直提起同自试样中心移至边缘，补偿方法实际上是相同的，但补偿工作点并不相同，也就是说探头提起同边缘影响不能同时消除，在带挠度的叶片边缘或叶片曲率变化处，这种影响就更为严重。

图6、7、8表示这些影响的程度。

### 4. 其他

我们将晶粒取向和电磁性能的各向异性、叶型机加工尺寸公差、零件上可能存在的剩磁（如磁粉检验后退磁不尽，又未经过高温使用之前）等等称为其他因素，探测裂纹时均以不同程度影响仪表指示。今以剩磁说明这种影响。剩磁是在叶根处测定的（图9），

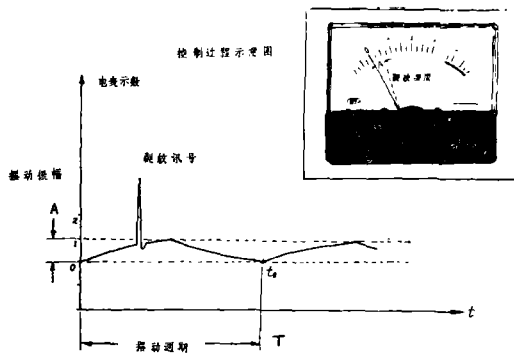


图 10

素”有效并把这些因素的影响自动地转换成一种使仪表指针在规定范围内缓慢摆动的“摆动讯号”，而当线圈下方存在裂纹时，裂纹讯号将以比“摆动讯号”变化更快的方式出现，选择某些参数可使这两种变化达到能用目视辨别的程度。

图10为这一过程的示意。

图中的“摆动周期”可以为数秒，摆动讯号起始时间 $t_0$ 是受各种“干扰因素”控制的， $t_0$ 可以从全周期的任一点起始，裂纹讯号只占周期的很小一部分，各种“干扰因素”引起的表针偏转均限制在“摆动振幅”A内，振幅值相当于电表指示的一分度左右。

可作如下的简单机械比喻：把仪器中的“零点调节器”同一个低速（或经减速器）的伺服电机转轴相连，电机的转动方向受到电路的控制，当表针离开零位偏转时（受到各种干扰因素的影响），伺服电机的转动方向，应使表针重新返回零位。由于电机的惯性和减速，

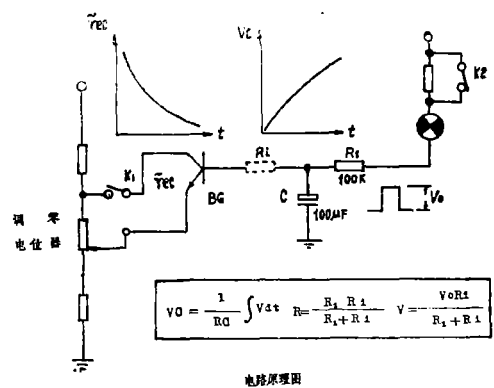
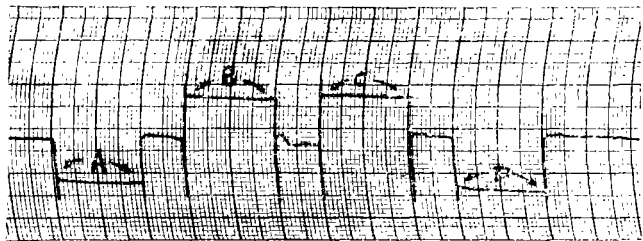
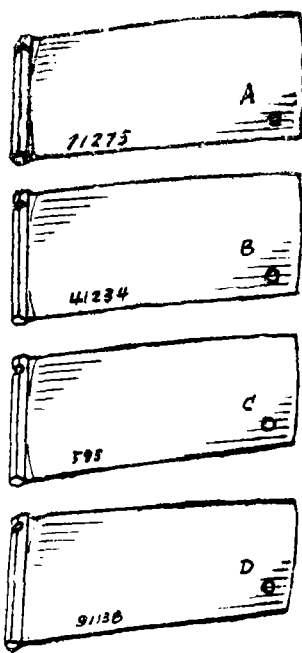


图 11

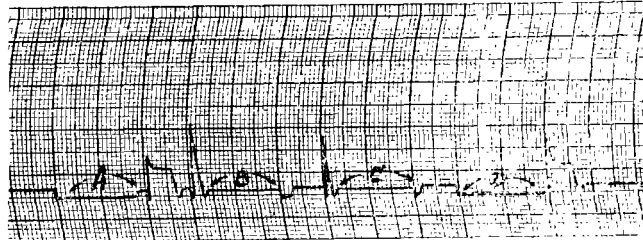
这个调节过程是缓慢的，而对快速变化的裂纹讯号（探头扫过试样上有裂纹的部位），电机则不能以相应速度调整，或者说，裂纹讯号可以从反应较快的电表指针向右方的偏转显示出来。

上述的机械传动法实际上不便采用，因为电位器的炭膜会很快磨损而不起作用。

我们研究了一种简单而有效的、以“积分



改进前



改进后

图 11

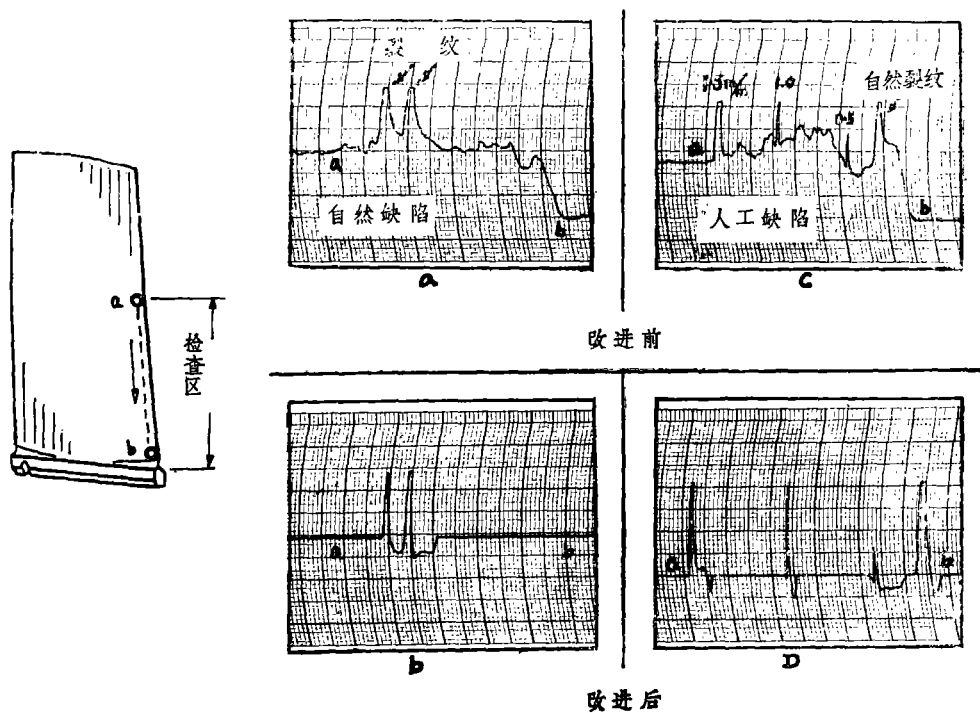


图 13

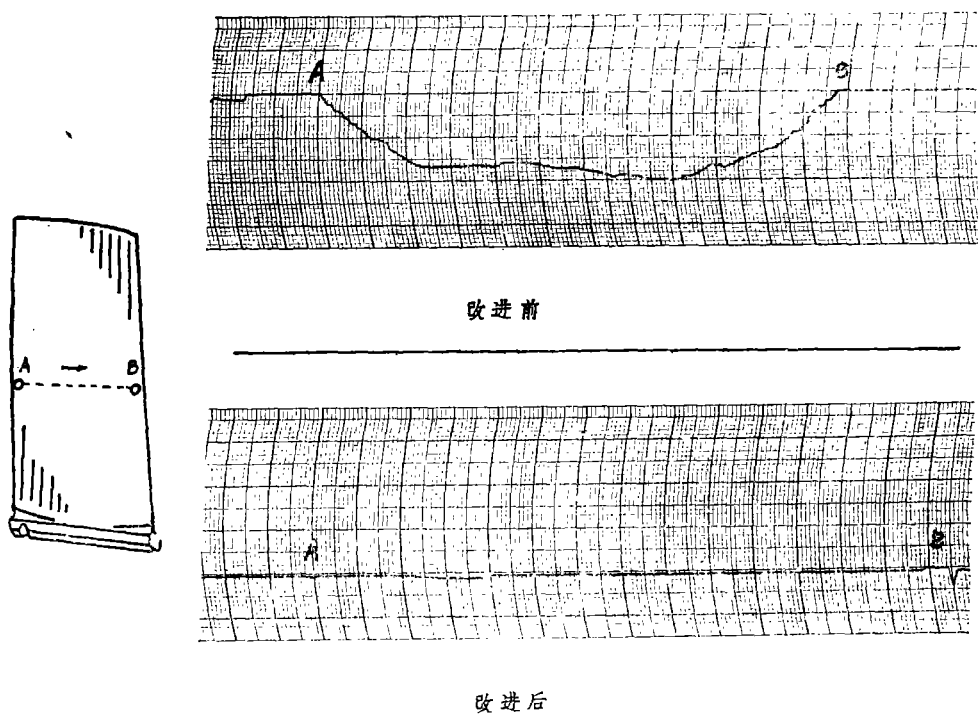
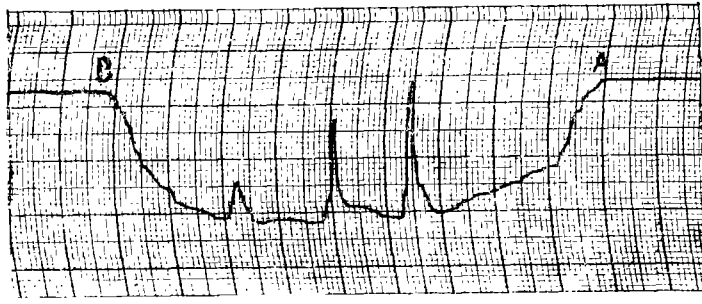
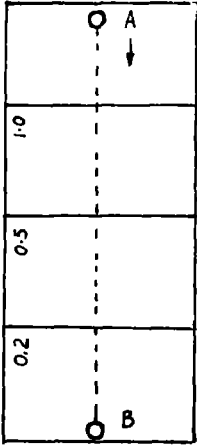


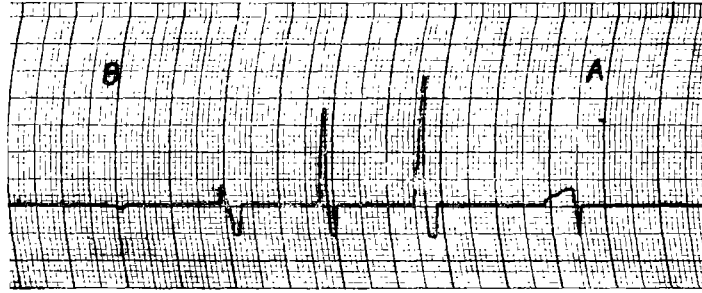
图 14



裂纹试块



改进前



改进后

图 15

电路”为基本设想的控制电路。这种电路将各种“干扰因素”转换成与时间成比例的“摆动讯号”，并由这一电压控制晶体三级管的基极电流，也就是控制集电极-发射极的通导状态，由于集-射极是同电位器并联的，也就达到了自动调整电位器的目的。

电路及控制过程示意图如图11。

电路的参数选择此处不再赘述。

为了便于鉴别改进前后的使用效果，下面用笔式记录器记录数据加以比较。

- 1.关于叶片材料热处理状态引起的差别见图12。
- 2.关于同一叶片上的人工裂纹检测结果见图13。
- 3.关于探头从叶片进气边到排气边的扫描

一边缘和曲率综合影响见图14。

4.关于西德 Defectometer 2.164 探伤仪所附标准试片的扫描-材质不均匀见图15。

综如上述，改进前，探伤时电表指示受到许多因素和不同程度的影响，探测结果是难于判断的。改进后，探伤时由于抑制了多种“干扰因素”因而突出了裂纹的显示，可靠性提高了。

## 六、小 结

1.飞机和发动机质量事故多数是由于维护不当和检查不严引起的，而检查方法不灵敏、不可靠和操作人员因体力、视力疲劳造成的漏检又是检查不严的重要原因。

本研究结果主要是提高了现用方法的可靠性,从而能更充分地利用这种方法的优点和有效灵敏度,同时也大大减小了操作上的麻烦。

对Cr17Ni2压气机叶片,能可靠地检出进气边深度为0.5毫米以上的疲劳裂纹(从叶片边缘向叶片中心扩展)。试验室条件下约0.35毫米。

对平板试样,能可靠地检出深度为0.1毫米以上的纵长裂纹。

2.改进了的探伤装置将能扩大其应用范围。过去遇到的许多实际困难,诸如形变热处理状态、表面光洁度、表面硬化层均匀性(渗碳、渗氮)、电镀、油漆、残余应力、晶粒度、晶粒取向以及零件边缘、曲率、线圈和试样间的间隙效应等干扰,均显著减弱。在同一应用条件下,改进前后所获得结果的区别是十分明显的,有希望检查形状复杂的零件。

3.关于涡流法在本部门的推广应用,建议把重点放在发动机和起落架的模拟试验和外场维修工作上,以便积累经验。

4.此项研究课题是为一种涡轮喷气发动机一级压气机叶片裂纹检查任务进行的,已达到预定要求。

## 参 考 资 料

[1]《航空部件断口分析实例》,国外航空材料编辑组 1975年9月

[2]《金属疲劳损伤》陆索译校,国防工业出版社 1976年8月

[3] J.P. Barranger "Flight monitor for Jet engine disk cracks and the use of critical length criterion of fracture mechanics NASA TN D-7483 Nov.1973.

[4]《断裂力学与无损探伤》,国外航空材料编辑组 1976年2月

[5]《无损检验国内调研技术总结》,内部资料,无损检验技术国内调研小组 1976年10月

(上接第52页)的数量及其尺寸大小。在满足 $\sigma_b$ 和 $\sigma_{0.2}$ 的前提下,GC-11钢给以适当的慢冷,可增加(M+A)相的数量和尺寸,从而使da/dN增长缓慢,即提高疲劳裂纹扩展抗力,这是GC-11钢的重要特性之一。

从30CrMnSiA钢和GC-11钢的比较,同样可以得出上述结果。GC-11钢采取920℃空冷(HRC38)、320℃回火及450℃回火两种制度,其 $\sigma_b$ 稍低于30CrMnSiA钢的350℃等温制度,而相当于510℃回火制度。从图19可看出,慢空冷(HRC38)使GC-11钢的基底组织中的贝氏体数量增多,(M+A)相数量增多尺寸变大,虽然 $\sigma_b$ 损失一些,但是由于(M+A)相有利于da/dN,显著地提高了疲劳裂纹扩展抗力,所以,GC-11钢的疲劳

裂纹扩展抗力优于30CrMnSiA钢的性能。

GC-11钢在慢空冷(HRC38)320℃回火,试样表面未镀锌的N平很高,镀锌之后N平下降不明显,这是由于低温回火基底组织和(M+A)相均无明显变化之故,对镀锌氢脆没有什么反映。在450℃回火时,试样表面未镀锌的N平也很高,而在镀锌之后N平下降较大。这是因为慢空冷(HRC38),在450℃回火下,贝氏体基底发生分解,(M+A)相开始分解和转变, $\sigma_b$ 没有明显降低,而 $\sigma_{0.2}$ 却有所升高,从而使da/dN增长慢,N平提高;对镀锌试样来说,(M+A)相有一部分可转变为高碳马氏体,从而增加了吸氢能力,所以,镀锌后的N平下降较为显著。