



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 103625654 B

(45) 授权公告日 2016. 01. 06

(21) 申请号 201310695610. 3

US 2007/0078618 A1, 2007. 04. 05,

(22) 申请日 2013. 12. 17

CN 102176988 A, 2011. 09. 07,

(73) 专利权人 中国人民解放军空军装备研究院  
航空装备研究所

US 2013245879 A1, 2013. 09. 19,

US 4914965 A, 1990. 04. 10,

地址 100076 北京市丰台区警备东路二区

审查员 王俊理

(72) 发明人 张移山 王遵 王智 薛军 王磊  
蔡佳昆

(74) 专利代理机构 北京超凡志成知识产权代理  
事务所(普通合伙) 11371

代理人 吴开磊

(51) Int. Cl.

B64F 5/00(2006. 01)

G01B 21/32(2006. 01)

(56) 对比文件

CN 102175604 A, 2011. 09. 07,

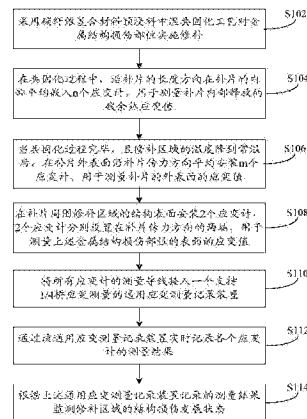
权利要求书2页 说明书7页 附图3页

(54) 发明名称

金属结构损伤的修复与监测方法和装置

(57) 摘要

本发明提供了一种金属结构损伤的修复与监测方法和装置。其中,该方法包括:采用碳纤维复合材料预浸料中温共固化工艺对金属结构损伤部位实施修补;在共固化过程中,沿补片的长度方向在补片的内部平均嵌入n个应变计;当共固化过程完毕,且修补区域的温度降到常温后,在补片外表面沿补片传力方向平均安装m个应变计;在补片周围修补区域的结构表面安装2个应变计,2个应变计分别设置在补片传力方向的两端;将所有应变计的测量导线接入一个支持184桥应变测量的通用应变测量记录装置;通过通用应变测量记录装置实时记录各个应变计的测量结果;根据记录的测量结果监测修补区域的结构损伤发展状态。本发明扩展了监测范围,提升了金属结构部件的可靠性。



1. 一种金属结构损伤的修理与监测方法,其特征在于,包括:

采用碳纤维复合材料预浸料中温共固化工艺对金属结构损伤部位实施修补;

在共固化过程中,沿补片的长度方向在所述补片的内部平均嵌入  $n$  个应变计,用于测量所述补片内部释放的残余热应变值;其中,所述补片为碳纤维复合材料;当共固化过程完毕,且修补区域的温度降到常温后,在所述补片外表面沿所述补片传力方向平均安装  $m$  个应变计,用于测量所述补片的外表面的应变值;其中,  $m$  和  $n$  为根据所述补片大小设定的大于或等于 1 的值;

在所述补片周围修补区域的结构表面安装 2 个应变计,所述 2 个应变计分别设置在所述补片传力方向的两端,用于测量所述金属结构损伤部位的表面的应变值;

将所有应变计的测量导线接入一个支持 1/4 桥应变测量的通用应变测量记录装置;

通过所述通用应变测量记录装置实时记录各个应变计的测量结果;

根据所述通用应变测量记录装置记录的测量结果监测所述修补区域的结构损伤发展状态。

2. 根据权利要求 1 所述的方法,其特征在于,根据所述通用应变测量记录装置记录的测量结果监测所述修补区域的结构损伤发展状态包括:

将所述  $n$  个应变计标记为应变计  $c_1, c_2, \dots, c_n$ , 所述  $m$  个应变计标记为应变计  $t_1, t_2, \dots, t_m$ , 所述 2 个应变计标记为应变计  $s_1, s_2$ ;

将所述通用应变测量记录装置记录的测量值输入如下损伤指数计算公式:

$$SI = \frac{1}{n+m} \left\{ \sum_{i=1}^m \left[ \frac{\frac{2 \cdot \varepsilon_{t_i}}{\varepsilon_{s_1} + \varepsilon_{s_2}} - \frac{2 \cdot \varepsilon_{t_i,0}}{\varepsilon_{s_1,0} + \varepsilon_{s_2,0}}}{\frac{2 \cdot \varepsilon_{t_i,0}}{\varepsilon_{s_1,0} + \varepsilon_{s_2,0}}} \right]^a + \sum_{i=1}^n \left[ \frac{\varepsilon_{c_i}}{\beta(\alpha_1 - \alpha_2)(T - T_0)} \right]^b \right\};$$

其中,  $SI$  为损伤指数,  $\varepsilon_{t_i}$  表示应变计  $t_i$  测量的应变值,  $\varepsilon_{c_i}$  表示应变计  $c_i$  测量的所述补片释放的残余热应变值,  $\varepsilon_{s_1}$  和  $\varepsilon_{s_2}$  分别表示应变计  $s_1$  和  $s_2$  测量的应变值;  $\varepsilon_{s_1,0}$ 、 $\varepsilon_{s_2,0}$  和  $\varepsilon_{t_i,0}$  表示应变计  $s_1$ 、 $s_2$  和  $t_i$  在修理完毕后的第 1 次测量的测量结果,  $a$ 、 $b$  和  $\beta$  是根据所述补片的材料特性设定的常数,  $\alpha_1$  和  $\alpha_2$  分别是所述金属结构损伤部位的材料和所述补片的材料的线膨胀系数,  $T$  是中温共固化工艺所使用的固化温度,  $T_0$  是环境温度;

根据计算出的  $SI$  的大小确定所述修补区域的结构损伤发展状态。

3. 根据权利要求 2 所述的方法,其特征在于,根据计算出的  $SI$  的大小确定所述修补区域的结构损伤发展状态包括:

当  $SI$  大于或等于 0.2 时,确定所述修补区域的结构损伤发展的较大,提示工作人员进行检查。

4. 一种金属结构损伤的监测装置,其特征在于,包括:

残余热应变值接收模块,用于接收  $n$  个应变计测量的补片内部释放的残余热应变值,其中,所述  $n$  个应变计是采用碳纤维复合材料预浸料中温共固化工艺,对金属结构损伤部位进行修改的共固化过程中,沿所述补片的长度方向在所述补片的内部平均嵌入的;其中,所述补片为碳纤维复合材料;

补片外表面应变值接收模块,用于接收  $m$  个应变计测量所述补片的外表面的应变值;其中,所述  $m$  个应变计是所述共固化过程完毕,且修补区域的温度降到常温后,在所述补片外表面沿所述补片传力方向平均安装的;

损伤部位表面应变值接收模块,用于接收 2 个应变计测量所述金属结构损伤部位的表面的应变值;所述 2 个应变计是在所述补片周围修补区域的结构表面上,且分别设置在所述补片传力方向的两端;

测量结果记录模块,用于记录所述残余热应变值接收模块、所述补片外表面应变值接收模块和所述损伤部位表面应变值接收模块接收的所有应变计的测量结果;

监测模块,用于根据所述测量结果记录模块记录的测量结果监测所述修补区域的结构损伤发展状态。

5. 根据权利要求 4 所述的装置,其特征在于,所述监测模块包括:

标记单元,用于将所述  $n$  个应变计标记为应变计  $c_1, c_2, \dots, c_n$ , 所述  $m$  个应变计标记为应变计  $t_1, t_2, \dots, t_m$ , 所述 2 个应变计标记为应变计  $s_1, s_2$ ;

计算单元,用于将所述测量结果记录模块记录的测量结果输入如下损伤指数计算公式:

$$SI = \frac{1}{n+m} \left\{ \sum_{i=1}^m \left[ \frac{\frac{2 \cdot \varepsilon_{t_i}}{\varepsilon_{s_1} + \varepsilon_{s_2}} - \frac{2 \cdot \varepsilon_{t_i,0}}{\varepsilon_{s_1,0} + \varepsilon_{s_2,0}}}{\frac{2 \cdot \varepsilon_{t_i,0}}{\varepsilon_{s_1,0} + \varepsilon_{s_2,0}}} \right]^a + \sum_{i=1}^n \left[ \frac{\varepsilon_{c_i}}{\beta(\alpha_1 - \alpha_2)(T - T_0)} \right]^b \right\};$$

其中,SI 为损伤指数,  $\varepsilon_{t_i}$  表示应变计  $t_i$  测量的应变值,  $\varepsilon_{c_i}$  表示应变计  $c_i$  测量的所述补片释放的残余热应变值,  $\varepsilon_{s_1}$  和  $\varepsilon_{s_2}$  分别表示应变计  $s_1$  和  $s_2$  测量的应变值;  $\varepsilon_{s_1,0}$ 、 $\varepsilon_{s_2,0}$  和  $\varepsilon_{t_i,0}$  表示应变计  $s_1$ 、 $s_2$  和  $t_i$  在修理完毕后的第 1 次测量的测量结果,  $a$ 、 $b$  和  $\beta$  是根据所述补片的材料特性设定的常数,  $\alpha_1$  和  $\alpha_2$  分别是所述金属结构损伤部位的材料和所述补片的材料的线膨胀系数,  $T$  是中温共固化工艺所使用的固化温度,  $T_0$  是环境温度;

损伤状态确定单元,用于根据所述计算单元计算出的 SI 的大小确定所述修补区域的结构损伤发展状态。

6. 根据权利要求 5 所述的装置,其特征在于,所述损伤状态确定单元包括:

检查提示子单元,用于当 SI 大于或等于 0.2 时,确定所述修补区域的结构损伤发展的较大,提示工作人员进行检查。

## 金属结构损伤的修理与监测方法和装置

### 技术领域

[0001] 本发明涉及金属结构损伤处理领域,具体而言,涉及金属结构损伤的修理与监测方法和装置。

### 背景技术

[0002] 由于使用环境、使用年限等问题,飞机的金属结构在服役期一般都会出现裂纹和腐蚀等损伤。这些损伤都需要被修复,而重要部位的损伤在修理后还需要监控其发展状况,目前,通常依靠外场专业维护人员在固定时间使用相关的技术手段(如无损检测)来完成。如果修理部位处于飞机内部,而通过这种外场检测方式无法检查该部位,则无法采用常规的技术手段来检测该损伤的发展状况。

[0003] 针对相关技术无法检测飞机内部修理部位的问题,目前尚未提出有效的解决方案。

### 发明内容

[0004] 本发明的目的在于提供一种金属结构损伤的修理与监测方法和装置,以解决上述的问题。

[0005] 在本发明的实施例中提供了一种金属结构损伤的修理与监测方法,包括:采用碳纤维复合材料预浸料中温共固化工艺对金属结构损伤部位实施修补;在共固化过程中,沿补片的长度方向在补片的内部平均嵌入  $n$  个应变计,用于测量补片内部释放的残余热应变值;其中,补片为碳纤维复合材料;当共固化过程完毕,且修补区域的温度降到常温后,在补片外表面沿补片传力方向平均安装  $m$  个应变计,用于测量补片的外表面的应变值;其中, $m$  和  $n$  为根据补片大小设定的大于或等于的值;在补片周围修补区域的结构表面安装 2 个应变计,2 个应变计分别设置在补片传力方向的两端,用于测量金属结构损伤部位的表面的应变值;将所有应变计的测量导线接入一个支持 1/4 桥应变测量的通用应变测量记录装置;通过通用应变测量记录装置实时记录各个应变计的测量结果;根据通用应变测量记录装置记录的测量结果监测修补区域的结构损伤发展状态。

[0006] 在本发明的实施例中还提供了一种金属结构损伤的监测装置,包括:残余热应变值接收模块,用于接收  $n$  个应变计测量的补片内部释放的残余热应变值,其中, $n$  个应变计是采用碳纤维复合材料预浸料中温共固化工艺,对金属结构损伤部位进行修改的共固化过程中,沿补片的长度方向在补片的内部平均嵌入的;其中,补片为碳纤维复合材料;补片外表面应变值接收模块,用于接收  $m$  个应变计测量补片的外表面的应变值;其中, $m$  个应变计是共固化过程完毕,且修补区域的温度降到常温后,在补片外表面沿补片传力方向平均安装的;损伤部位表面应变值接收模块,用于接收 2 个应变计测量金属结构损伤部位的表面的应变值;上述 2 个应变计是在补片周围修补区域的结构表面上,且分别设置在补片传力方向的两端;测量结果记录模块,用于记录残余热应变值接收模块、补片外表面应变值接收模块和损伤部位表面应变值接收模块接收的所有应变计的测量结果;监测模块,用于根据

测量结果记录模块记录的测量结果监测修补区域的结构损伤发展状态。

[0007] 本发明实施例提供的方法和装置,采用碳纤维复合材料预浸料中温共固化工艺对金属结构损伤部位实施修补,并基于结构传力特性变化和残余热应变释放效应在不同部位设置应变计,通过各个应变计的测量结果可对修补区域损伤的发展状况实施监控,即使是飞机内部的修理部位也能够监测其修补区域损伤的发展状况,扩展了监测范围,提升了金属结构部件的可靠性。

### 附图说明

[0008] 图 1 示出了本发明实施例的金属结构损伤的修理与监测方法的流程图;

[0009] 图 2 示出了本发明实施例的为采用复合材料补片修理金属结构裂纹损伤的示意图;

[0010] 图 3 示出了本发明实施例的金属结构损伤的监测装置;

[0011] 图 4 示出了本发明实施例的复合材料补片修理的结构示意图。

### 具体实施方式

[0012] 下面通过具体的实施例子并结合附图对本发明做进一步的详细描述。

[0013] 本发明实施例给出了针对金属结构损伤部位的智能修理技术,在用碳纤维复合材料预浸料完成对金属结构损伤区域的修理后,能利用智能复合材料补片的结构传力特性的变化和残余热应变的变化,对修补区域的损伤发展状态进行监控。基于此,本发明实施例提供了一种金属结构损伤的修理与监测方法和装置。下面通过实施例进行描述。

[0014] 参见图 1 所示的金属结构损伤的修理与监测方法的流程图,该方法包括以下步骤:

[0015] 步骤 S102,采用碳纤维复合材料预浸料中温共固化工艺对金属结构损伤部位实施修补;

[0016] 步骤 S104,在共固化过程中,沿补片的长度方向在补片的内部平均嵌入  $n$  个应变计,用于测量补片内部释放的残余热应变值;其中,该补片为碳纤维复合材料;

[0017] 步骤 S106,当共固化过程完毕,且修补区域的温度降到常温后,在补片外表面沿补片传力方向平均安装  $m$  个应变计,用于测量补片的外表面的应变值;

[0018] 其中,上述  $m$  和  $n$  为根据补片大小设定的大于或等于的值;

[0019] 步骤 S108,在补片周围修补区域的结构表面安装 2 个应变计,2 个应变计分别设置在补片传力方向的两端,用于测量上述金属结构损伤部位的表面的应变值;

[0020] 步骤 S110,将所有应变计的测量导线接入一个支持 1/4 桥应变测量的通用应变测量记录装置;

[0021] 步骤 S112,通过该通用应变测量记录装置实时记录各个应变计的测量结果;

[0022] 步骤 S114,根据上述通用应变测量记录装置记录的测量结果监测修补区域的结构损伤发展状态。

[0023] 上述方法采用碳纤维复合材料预浸料中温共固化工艺对金属结构损伤部位实施修补,并基于结构传力特性变化和残余热应变释放效应在不同部位设置应变计,通过各个应变计的测量结果可对修补区域损伤的发展状况实施监控,即使是飞机内部的修理部位也

能够监测其修补区域损伤的发展状况,扩展了监测范围,提升了金属结构部件的可靠性。

[0024] 采用碳纤维复合材料预浸料中温共固化技术对损伤区域实施胶接修补,通过胶层间的剪切应力,将载荷通过复合材料补片从损伤区域的一边传递到损伤区域的另一边,成功修理完毕后复合材料补片将承担部分载荷(L补片),降低金属结构损伤区域的受力(L损伤区域):

$$[0025] \quad L_{\text{总载荷}} = L_{\text{补片}} + L_{\text{损伤区域}} \quad (1)$$

[0026] 修补区域的损伤如果保持稳定,复合材料补片承担的载荷  $L_{\text{补片}}$  与修复结构承担的总载荷  $L_{\text{总载荷}}$  之比也将保持稳定,且与载荷大小无关。修补区域的损伤如果发生扩展,复合材料补片承担的载荷加大,该载荷在修复结构承担的总载荷中所占的比例也将加大。本发明把复合材料补片承担的载荷在修复结构承担的总载荷中所占的比例 ( $L_{\text{补片}}/L_{\text{总载荷}}$ ) 定义为复合材料补片的结构传力特性  $Q$ 。如图 2 所示的为采用复合材料补片修理金属结构裂纹损伤的示意图。

[0027] 考虑到:

$$[0028] \quad L_{\text{总载荷}} = \sigma_{\text{部件}} * S_{\text{部件}} = E_{\text{部件}} * \varepsilon_{\text{部件}} * S_{\text{部件}} \quad (2)$$

$$[0029] \quad L_{\text{补片}} = \sigma_{\text{补片}} * S_{\text{补片}} = E_{\text{补片}} * \varepsilon_{\text{补片}} * S_{\text{补片}} \quad (3)$$

[0030] 其中,  $\sigma$  表示应力,  $\varepsilon$  表示应变,  $S$  表示截面积,  $E$  表示弹性模量,则有:

[0031]

$$Q = \frac{L_{\text{补片}}}{L_{\text{总载荷}}} = \frac{E_{\text{补片}} * \varepsilon_{\text{补片}} * S_{\text{补片}}}{E_{\text{部件}} * \varepsilon_{\text{部件}} * S_{\text{部件}}} = k * \frac{\varepsilon_{\text{补片}}}{\varepsilon_{\text{部件}}} \quad (4)$$

[0032] 其中,  $k$  为一个和损伤部件的弹性模量和截面积,补片的弹性模量和截面积有关的常数。从(4)可看出,如果仅仅考虑结构传力特性  $Q$  的相对变化 ( $\Delta Q/Q$ ),就可以略去常数  $k$  对结构传力特性  $Q$  的影响。

[0033] 修补完毕后损伤区域的温度降到常温时,由于碳纤维复合材料和金属结构材料热膨胀系数不一样,金属材料收缩的长度比碳纤维复合材料收缩的长,这就会在复合材料补片内部产生残余热应变。修补部位的损伤如果继续扩展,会影响复合材料补片和金属结构表面的粘结性能,引起复合材料补片内部残余热应变的释放。

[0034] 因此,通过用应变计实时监测复合材料补片的结构传力特性的相对变化和复合材料补片内部残余热应变的变化,就可以实现对修补区域损伤发展状态的监控。

[0035] 基于以上考虑,本发明实施例采用如下的技术方案:

[0036] 在共固化过程中沿复合材料补片长度方向在补片内部平均嵌入  $n$  个应变计 ( $c_1, c_2, \dots, c_n$ ),固化过程完毕,修补区域的温度降到常温后在复合材料补片外表面沿补片传力方向平均安装  $m$  个应变计 ( $t_1, t_2, \dots, t_m$ ),在补片周围修补区域的结构表面,沿补片传力方向在靠近补片两端的区域安装 2 应变计 ( $s_1, s_2$ )。应变计  $c_i$  ( $i=1, \dots, n$ ) 用于在飞机停留在地面时测量复合材料补片内部的残余热应变变化值,应变计  $t_i$  ( $i=1, \dots, m$ ) 和  $s_i$  ( $i=1, 2$ ) 的测量值用于计算复合材料补片的相对传力特性。

[0037] 所有应变计的测量导线接入一个支持 1/4 桥应变测量的通用应变测量记录装置,通过该装置实时记录复合材料补片内部的残余热应变释放值、复合材料补片外表面和金属结构损伤表面的应变测量值。应变计、测量导线安装完毕在上面覆盖一层玻璃纤维保护层。

[0038] 复合材料补片的结构传力特性,即复合材料补片承担的载荷在修复结构承担的

总载荷中所占的比例,可以通过复合材料补片外表面的应变计( $t_1, t_2, \dots, t_m$ )测量值和修补区域结构表面的应变计( $s_1, s_2$ )测量值之比确定。取应变计( $s_1, s_2$ )测量值的平均值 $\frac{(\varepsilon_{s_1} + \varepsilon_{s_2})}{2}$ ,每个应变计( $t_1, t_2, \dots, t_m$ )的测量值和其相比,均可以得到复合材料补片的结构传力特性,对这些反映结构传力特性的值再做平均处理,就可以得到复合材料补片的总体结构传力特性。

[0039] 以修补完毕后根据测量值第一次确定的复合材料补片结构传力特性为基准,以后的结构传力特性均和它进行比较,并计算相对变化量。

[0040] 金属材料的热膨胀系数为 $\alpha_1$ ,碳纤维复合材料的热膨胀系数为 $\alpha_2$ ,当修理完毕修补区域的温度由固化温度 $T^\circ\text{C}$ 下降到环境温度 $T_0^\circ\text{C}$ 时,会在复合材料补片内部产生残余热应变 $\beta(\alpha_1 - \alpha_2)(T - T_0)$ 。修补部位的损伤扩展,会影响复合材料补片和金属结构表面的粘结性能,引起复合材料补片内部残余热应变的释放,当残余热应变 $\beta(\alpha_1 - \alpha_2)(T - T_0)$ 释放完毕后,复合材料补片已经没有传力作用了。

[0041] 综合考虑复合材料补片结构传力特性的相对变化量和残余热应变的相对释放值,对它们作归一化和平均处理,建立模型:

$$[0042] \quad SI = \frac{1}{n+m} \left\{ \sum_{i=1}^m \left[ \frac{\frac{2 \cdot \varepsilon_{t_i}}{\varepsilon_{s_1} + \varepsilon_{s_2}} \cdot \frac{2 \cdot \varepsilon_{t_{i,0}}}{\varepsilon_{s_{1,0}} + \varepsilon_{s_{2,0}}}}{2 \cdot \varepsilon_{t_{i,0}}} \right]^a + \sum_{i=1}^n \left[ \frac{\varepsilon_{c_i}}{\beta(\alpha_1 - \alpha_2)(T - T_0)} \right]^b \right\} \quad (5)$$

[0043] 其中,SI为损伤指数, $\varepsilon_{t_i}$ 表示应变计 $t_i$ 测量的应变值, $\varepsilon_{c_i}$ 表示应变计 $c_i$ 测量的补片释放的残余热应变值, $\varepsilon_{s_1}$ 和 $\varepsilon_{s_2}$ 分别表示应变计 $s_1$ 和 $s_2$ 测量的应变值。 $\varepsilon_{s_{1,0}}$ 、 $\varepsilon_{s_{2,0}}$ 和 $\varepsilon_{t_{i,0}}$ 表示应变计 $s_1$ 、 $s_2$ 和 $t_i$ 在修理完毕后的第1次测量的测量结果,a,b和 $\beta$ 是根据补片的材料特性设定的常数, $\alpha_1$ 和 $\alpha_2$ 分别是金属结构损伤部位的材料和补片的材料的线膨胀系数,T是上述中温共固化工艺所使用的固化温度, $T_0$ 是环境温度。

[0044] 基于上述具体方式,上述步骤S114包括以下具体步骤:

[0045] (1) 将n个应变计标记为应变计 $c_1, c_2, \dots, c_n$ ,m个应变计标记为应变计 $t_1, t_2, \dots, t_m$ ,2个应变计标记为应变计 $s_1, s_2$ ;

[0046] (2) 将通用应变测量记录装置记录的测量值输入如下损伤指数计算公式:

$$SI = \frac{1}{n+m} \left\{ \sum_{i=1}^m \left[ \frac{\frac{2 \cdot \varepsilon_{t_i}}{\varepsilon_{s_1} + \varepsilon_{s_2}} \cdot \frac{2 \cdot \varepsilon_{t_{i,0}}}{\varepsilon_{s_{1,0}} + \varepsilon_{s_{2,0}}}}{2 \cdot \varepsilon_{t_{i,0}}} \right]^a + \sum_{i=1}^n \left[ \frac{\varepsilon_{c_i}}{\beta(\alpha_1 - \alpha_2)(T - T_0)} \right]^b \right\}; \text{各个参数的物理含义同}$$

上所述。

[0047] (3) 根据计算出的SI的大小确定修补区域的结构损伤发展状态。例如:当SI大于或等于0.2时,确定修补区域的结构损伤发展的较大,提示工作人员进行检查。当然,根据金属结构损伤部位的材料的不同,可以根据实际情况设置SI的阈值,不一定是0.2,也可

以是其它数值。

[0048] 对应于上述方法,本发明实施例还提供了一种金属结构损伤的监测装置,参见图3,该装置包括以下模块:

[0049] 残余热应变值接收模块 30,用于接收 n 个应变计测量的补片内部释放的残余热应变值,其中, n 个应变计是采用碳纤维复合材料预浸料中温共固化工艺,对金属结构损伤部位进行修改的共固化过程中,沿补片的长度方向在补片的内部平均嵌入的;其中,补片为碳纤维复合材料;

[0050] 补片外表面应变值接收模块 32,用于接收 m 个应变计测量补片的外表面的应变值;其中, m 个应变计是共固化过程完毕,且修补区域的温度降到常温后,在补片外表面沿补片传力方向平均安装的;

[0051] 损伤部位表面应变值接收模块 34,用于接收 2 个应变计测量金属结构损伤部位的表面的应变值;2 个应变计是在补片周围修补区域的结构表面上,且分别设置在补片传力方向的两端;

[0052] 测量结果记录模块 36,用于记录残余热应变值接收模块 30、补片外表面应变值接收模块 32 和损伤部位表面应变值接收模块 34 接收的所有应变计的测量结果;

[0053] 监测模块 38,用于根据测量结果记录模块 36 记录的测量结果监测修补区域的结构损伤发展状态。

[0054] 上述装置通过设置在不同部位的各个应变计的测量结果可对修补区域损伤的发展状况实施监控,即使是飞机内部的修理部位也能够监测其修补区域损伤的发展状况,扩展了监测范围,提升了飞机的可靠性。

[0055] 具体地,监测模块 38 包括以下单元:

[0056] 标记单元,用于将 n 个应变计标记为应变计  $c_1, c_2, \dots, c_n$ , m 个应变计标记为应变计  $t_1, t_2, \dots, t_m$ , 2 个应变计标记为应变计  $s_1, s_2$ ;

[0057] 计算单元,用于将测量结果记录模块 36 记录的测量结果输入如下损伤指数计算公式:

$$[0058] \quad SI = \frac{1}{n+m} \left\{ \sum_{i=1}^m \left[ \frac{\frac{2 \cdot \varepsilon_{t_i}}{\varepsilon_{s_1} + \varepsilon_{s_2}} \cdot \frac{2 \cdot \varepsilon_{t_i,0}}{\varepsilon_{s_1,0} + \varepsilon_{s_2,0}}}{\frac{2 \cdot \varepsilon_{t_i,0}}{\varepsilon_{s_1,0} + \varepsilon_{s_2,0}}} \right]^a + \sum_{i=1}^n \left[ \frac{\varepsilon_{c_i}}{\beta(\alpha_1 - \alpha_2)(T - T_0)} \right]^b \right\};$$

[0059] 其中, SI 为损伤指数,表示修补区域的结构损伤发展状态,是一个 0 到 1 之间的无量纲数,0 表示损伤没有发展,1 表示损伤发展至破坏。 $\varepsilon_{t_i}$  表示应变计  $t_i$  测量的应变值,  $\varepsilon_{c_i}$  表示应变计  $c_i$  测量的补片释放的残余热应变值,  $\varepsilon_{s_1}$  和  $\varepsilon_{s_2}$  分别表示应变计  $s_1$  和  $s_2$  测量的应变值;  $\varepsilon_{s_1,0}$ 、 $\varepsilon_{s_2,0}$  和  $\varepsilon_{t_i,0}$  表示应变计  $s_1$ 、 $s_2$  和  $t_i$  在修理完毕后的第 1 次测量的测量结果, a, b 和  $\beta$  是根据补片的材料特性设定的常数,  $\alpha_1$  和  $\alpha_2$  分别是金属结构损伤部位的材料和补片的材料的线膨胀系数, T 是中温共固化工艺所使用的固化温度。

[0060] 损伤状态确定单元,用于根据计算单元计算出的 SI 的大小确定修补区域的结构损伤发展状态。



[0061] 优选地,损伤状态确定单元包括:检查提示子单元,用于当 SI 大于或等于 0.2 时,确定修补区域的结构损伤发展的较大,提示工作人员进行检查。

[0062] 下面以某型飞机框腹板出现裂纹,长约 12mm,在对表面打磨和阳极化处理,采用真空袋法制备准各向同性碳纤维 T300/环氧树脂 E-51 复合材料补片修理损伤表面,胶粘剂为聚酰胺改性的环氧树脂类双组份胶粘剂,固化温度为  $80^{\circ}\text{C} \times 2\text{h} + 100^{\circ}\text{C} \times 2\text{h}$ ,补片尺寸为  $104\text{mm} \times 45\text{mm} \times 1.5\text{mm}$ 。在用共固化工艺实施修补时,将两个应变计 ( $c_1, c_2$ ) 嵌入在补片内部,应变计沿补片长度方向平均布置,位于补片中心线上。修补完毕当修补区域温度降低到常温时,将两个应变计 ( $t_1, t_2$ ) 安装在补片外表面,应变计沿补片长度方向平均布置,位于补片中心线上,在腹板表面靠近补片端部的位置安装两个应变计 ( $s_1, s_2$ ),且尽量位于补片中心线上。补片长度方向和裂纹方向垂直。应变计所有测量引线接入一个通用的应变记录装置(相当于上述监测装置)。最后用一层玻璃纤维布将应变计和测量引线保护起来。

[0063] 如图 4 所示的复合材料补片修理的结构示意图,其中,上方为损伤修补区域俯视图,下方为损伤修补区域的截面图。采用椭圆状的复合材料补片对含裂纹金属结构实施修补,补片长轴方向和受力方向(也是补片传力方向)一致。在用碳纤维复合材料预浸料中温共固化技术对损伤区域实施胶接修补时,将应变计  $c_1$  和  $c_2$  嵌入到补片内部用于测量补片释放的残余热应变值,修补区域的温度降到常温时将应变计  $s_1$  和  $s_2$  安装在结构表面靠近补片长轴端部的区域,将应变计  $t_1$  和  $t_2$  安装于补片外表面。所有应变计的安装方向和补片传力方向一致。

[0064] 所有安装工作结束后,应变记录装置记录第一次飞行时应变计  $s_1, s_2, t_1$  和  $t_2$  的测量值,以此为基础计算复合材料补片的结构传力特性,为 0.82。铝合金的热膨胀系数为  $22.5 \times 10^{-6}/^{\circ}\text{C}$ ,碳纤维的热膨胀系数为  $0.13 \times 10^{-6}/^{\circ}\text{C}$ ,固化温度 T 为  $100^{\circ}\text{C}$ ,常温取  $T_0$  为  $20^{\circ}\text{C}$ , $\beta$  为 0.34, a 和 b 取 0.5,将以上参数代入公式(1),得到:

$$[0065] \quad SI = \frac{1}{4} \left\{ \sum_{i=1}^2 \left[ \frac{2 \cdot \varepsilon_{t_i} - 0.82}{\varepsilon_{s_1} + \varepsilon_{s_2} \cdot 0.82} \right]^{0.5} + \sum_{i=1}^2 \left[ \frac{\varepsilon_{c_i}}{604} \right]^{0.5} \right\} \quad (6)$$

[0066] 每一个飞行起落后,将应变计 ( $c_1, c_2, t_1, t_2, s_1, s_2$ ) 的测量值代入式(6),计算损伤指数 SI。取 0.2 为 SI 的阈值,当 SI 超过 0.2 时,表示修补区域的金属结构损伤有了一定的发展,需要检查。

[0067] 上述方法和装置均是基于结构传力特性和残余热应变值变化的智能复合材料补片修理技术,在完成对飞机金属结构损伤的修补后还可对修补区域损伤的发展状况实施监控。用复合材料预浸料共固化技术完成对损伤部位的修补,修补区域的温度降到常温时,由于修补材料和结构材料热膨胀系数不一样,会在复合材料补片中产生残余热应变。修补部位的损伤如果继续扩展,会引起残余热应变的释放,而且复合材料补片的结构传力特性也会发生改变。在实施修补的同时在复合材料补片的内部、表面和被修理结构表面嵌入或安装应变计传感器,实时记录复合材料补片的结构传力特性和残余热应变值的变化,并结合本发明建立的损伤发展状况和结构传力特性、残余热应变值变化的关系模型,就可实时监控修理部位的损伤发展状况。

[0068] 上述技术可以同时实现外场飞机金属结构损伤的修理和修理后损伤发展状态的监控。该技术可以应用于除飞机金属结构外的其它金属结构表面损伤的修理和监控。

[0069] 显然,本领域的技术人员应该明白,上述的本发明的各模块或各步骤可以用通用的计算装置来实现,它们可以集中在单个的计算装置上,或者分布在多个计算装置所组成的网络上,可选地,它们可以用计算装置可执行的程序代码来实现,从而,可以将它们存储在存储装置中由计算装置来执行,或者将它们分别制作成各个集成电路模块,或者将它们中的多个模块或步骤制作成单个集成电路模块来实现。这样,本发明不限制于任何特定的硬件和软件结合。

[0070] 以上所述仅为本发明的优选实施例而已,并不用于限制本发明,对于本领域的技术人员来说,本发明可以有各种更改和变化。凡在本发明的精神和原则之内,所作的任何修改、等同替换、改进等,均应包含在本发明的保护范围之内。

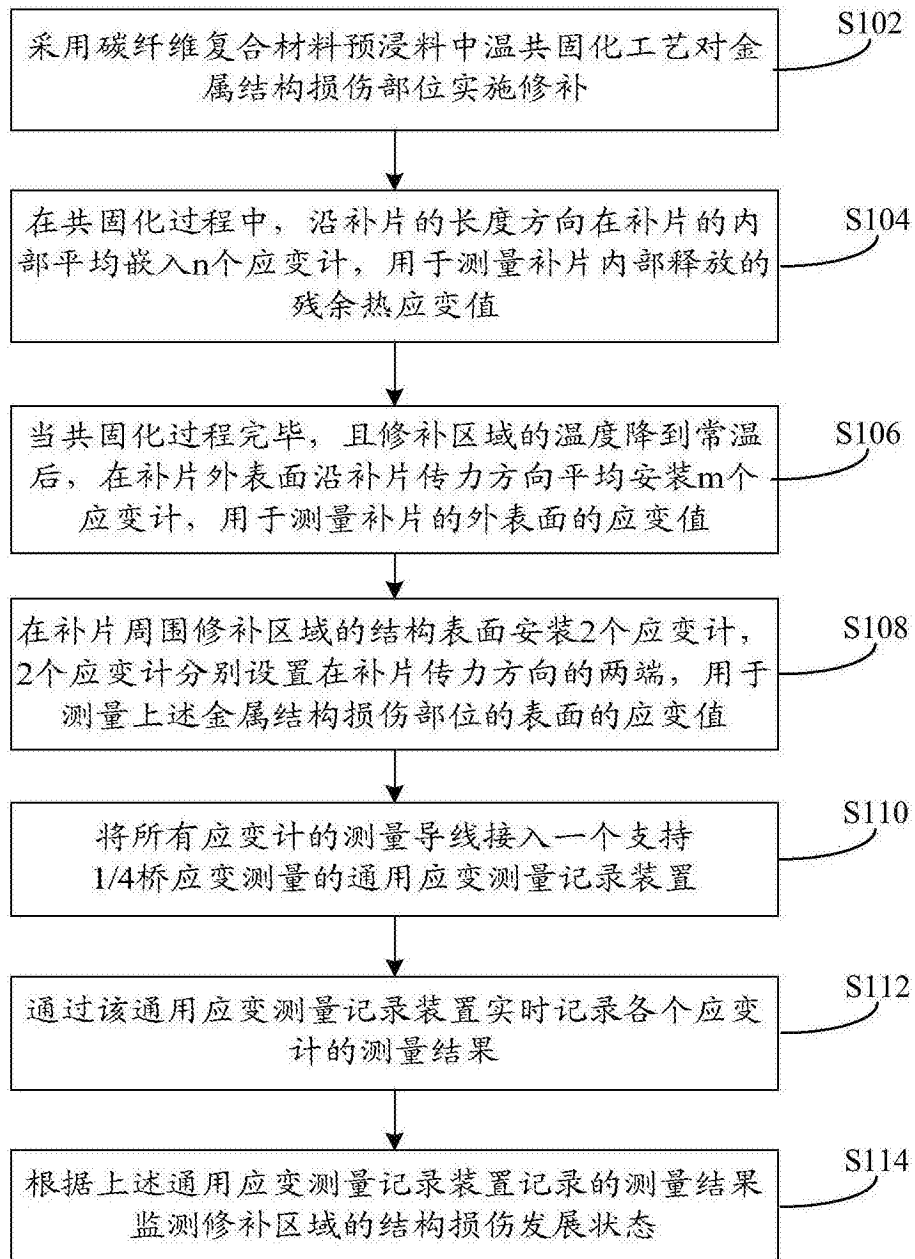


图 1

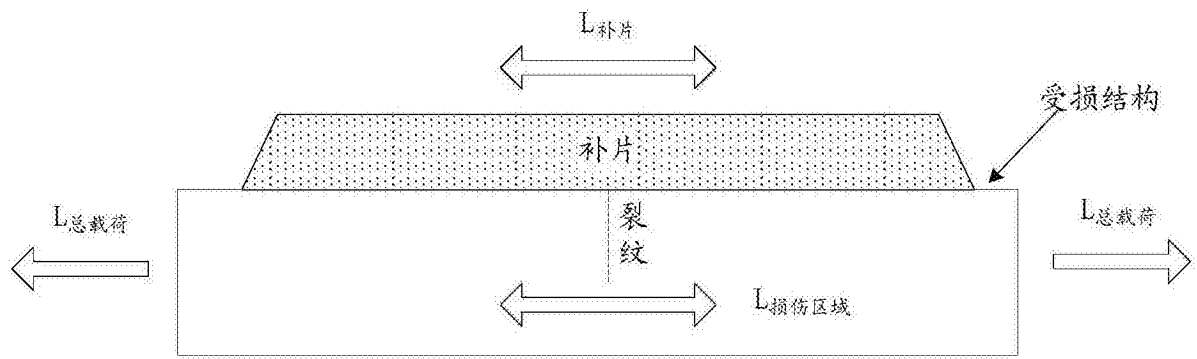


图 2

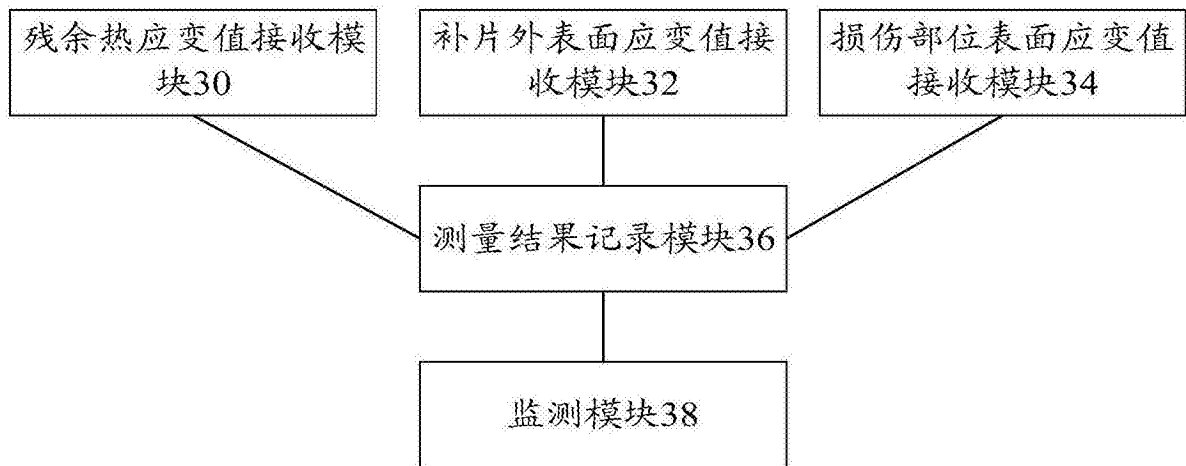


图 3

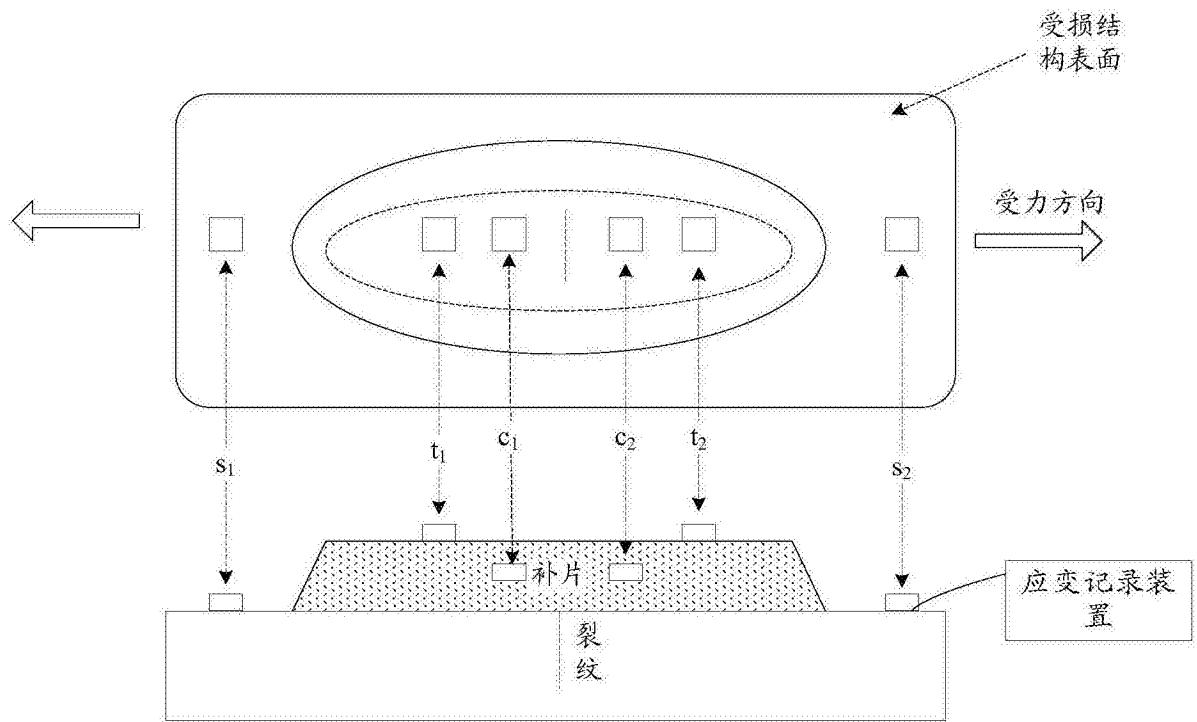


图 4