



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 107271090 B

(45)授权公告日 2019.08.16

(21)申请号 201710492736.9

审查员 刘妍

(22)申请日 2017.06.26

(65)同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 107271090 A

(43)申请公布日 2017.10.20

(73)专利权人 北京航空航天大学

地址 100191 北京市海淀区学院路37号

(72)发明人 张卫方 魏巍 梁小贝 刘晓鹏

金博 张萌

(74)专利代理机构 北京慧泉知识产权代理有限公司

11232

代理人 王顺荣 唐爱华

(51)Int.Cl.

G01L 5/00(2006.01)

G01B 11/16(2006.01)

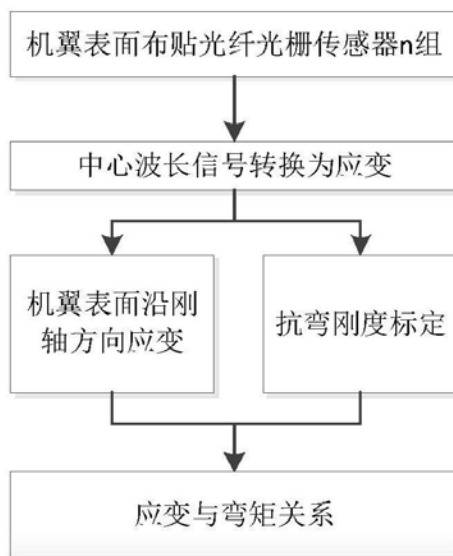
权利要求书3页 说明书7页 附图2页

(54)发明名称

一种基于光纤光栅的飞机机翼弯矩实时监测方法

(57)摘要

本发明提供一种基于光纤光栅的飞机机翼弯矩实时监测方法,步骤如下:一:在飞机机翼上布贴光纤光栅传感器;二:将光纤光栅传感器中心波长信号转变为测点应变值;三:机翼表面沿刚轴方向的应变求解;四:单元抗弯刚度标定;五:利用测点应变值计算弯矩;通过以上步骤,本发明在飞机机翼上布贴n组光纤光栅传感器,通过在机翼刚轴的末端位置,施加一个已知的集中力,并利用机翼表面的平面应力状态,建立应变与弯矩的关系,达到了将光纤光栅传感器测量的应变转化为弯矩的效果,解决了机翼弯矩实时监测的问题。



1. 一种基于光纤光栅的飞机机翼弯矩实时监测方法,其特征在于:具体步骤如下:

步骤一:在飞机机翼上布贴光纤光栅传感器

在机翼表面,沿机翼刚轴布贴光纤光栅传感器n组,将机翼刚轴分为n+2个单元;每组光纤光栅传感器都是由三个波长各异的光纤光栅组成的直角应变花;

步骤二:利用光纤光栅传感器解调设备采集并记录光纤光栅信号,并将光纤光栅传感器中心波长信号转变为测点应变值,此信号为光纤光栅传感器中心波长 λ ,将 λ 转换为测点的应变值 ε ;

步骤三:机翼表面沿刚轴方向的应变求解

由于光纤光栅传感器布贴在机翼蒙皮表面,假设传感器测量值既处于平面应力状态也处于平面应变状态,利用平面应变方程与胡克定律,求得沿刚轴方向的应变 $\frac{\sigma(x)}{E}$;x是光纤光栅传感器组在X轴上的位置;E是弹性模量;

步骤四:单元抗弯刚度标定

在机翼刚轴的末端位置,施加一个已知的集中力F,获得各个光纤光栅传感器测点的弯矩M,从而计算出标定的单元抗弯刚度EI;

步骤五:利用测点应变值计算弯矩

在已知的抗弯刚度下,利用测量得到的测点应变值 ε ,计算得到测点的弯矩;

通过以上步骤,在飞机机翼上布贴n组光纤光栅传感器,通过在机翼刚轴的末端位置,施加一个已知的集中力,并利用机翼表面的平面应力状态,建立应变与弯矩的关系,达到了将光纤光栅传感器测量的应变转化为弯矩的效果,解决了机翼弯矩实时监测的问题。

2. 根据权利要求1所述的一种基于光纤光栅的飞机机翼弯矩实时监测方法,其特征在于:在步骤一中所述的光纤光栅传感器,是指一种通过外界应变变化对光纤布拉格波长的调制来获取传感信息的波长调制型光纤传感器;

其中,在步骤一中所述的直角应变花,是指一种基于传统应变片直角应变花,利用光纤光栅传感器改良的光纤光栅直角应变花,取三个光纤光栅传感器,使之在平面上形成 0° 、 45° 和 90° 的方式布置排列而成。

3. 根据权利要求1所述的一种基于光纤光栅的飞机机翼弯矩实时监测方法,其特征在于:在步骤二中所述的利用光纤光栅传感器解调设备采集并记录光纤光栅信号,并将光纤光栅传感器中心波长信号转变为测点应变值,其作法如下:

设光纤光栅传感器的初始中心波长为 λ_0 ,测量得到的中心波长为 λ ,则有应变 $\varepsilon = \frac{\lambda - \lambda_0}{\beta}$,其中 β 为光纤的应变敏感系数。

4. 根据权利要求1所述的一种基于光纤光栅的飞机机翼弯矩实时监测方法,其特征在于:在步骤三中所述的利用平面应变方程与胡克定律,求得沿刚轴方向的应变 $\frac{\sigma(x)}{E}$,其作法如下:

首先,FBG1、FBG2和FBG3所测量得到的应变分别记为 ε_{0° 、 ε_{45° 和 ε_{90° ,根据平面应变方程

$$\varepsilon_{0^\circ} = \frac{\varepsilon_x + \varepsilon_y}{2} + \frac{\varepsilon_x - \varepsilon_y}{2}$$

$$\varepsilon_{45^\circ} = \frac{\varepsilon_x + \varepsilon_y}{2} - \frac{\gamma_{xy}}{2}$$

$$\varepsilon_{90^\circ} = \frac{\varepsilon_x + \varepsilon_y}{2} - \frac{\varepsilon_x - \varepsilon_y}{2}$$

求得 ε_x 、 ε_y 和 γ_{xy}

$$\varepsilon_x = \varepsilon_{0^\circ}$$

$$\varepsilon_y = \varepsilon_{90^\circ}$$

$$\gamma_{xy} = \varepsilon_{0^\circ} + \varepsilon_{90^\circ} - 2\varepsilon_{45^\circ}$$

从而得到主应变方向,方向角 β 为

$$\tan 2\beta = -\frac{\gamma_{xy}}{\varepsilon_x - \varepsilon_y} = -\frac{\varepsilon_{0^\circ} + \varepsilon_{90^\circ} - 2\varepsilon_{45^\circ}}{\varepsilon_{0^\circ} - \varepsilon_{90^\circ}}$$

主应变 ε_1 和 ε_2 分别表示为 ε_β 和 $\varepsilon_{(\beta+90^\circ)}$,如下:

$$\varepsilon_\beta = \frac{\varepsilon_{0^\circ} + \varepsilon_{90^\circ}}{2} + \frac{\varepsilon_{0^\circ} - \varepsilon_{90^\circ}}{2} \cos 2\beta - \frac{\varepsilon_{0^\circ} + \varepsilon_{90^\circ} - 2\varepsilon_{45^\circ}}{2} \sin 2\beta$$

$$\varepsilon_{(\beta+90^\circ)} = \frac{\varepsilon_{0^\circ} + \varepsilon_{90^\circ}}{2} + \frac{\varepsilon_{0^\circ} - \varepsilon_{90^\circ}}{2} \cos 2(\beta + 90^\circ) - \frac{\varepsilon_{0^\circ} + \varepsilon_{90^\circ} - 2\varepsilon_{45^\circ}}{2} \sin 2(\beta + 90^\circ);$$

其次,由于主应变和主应力的方向是重合的,并由于光纤光栅传感器布贴在机翼蒙皮表面,假设传感器测量值既处于平面应力状态也处于平面应变状态,根据胡克定律

$$\varepsilon_1 = \frac{1}{E}[\sigma_1 - \mu\sigma_2]$$

$$\varepsilon_2 = \frac{1}{E}[\sigma_2 - \mu\sigma_1]$$

其中, $\mu = \frac{\varepsilon_1}{\varepsilon_2}$, 求得主应力 $\frac{\sigma_1}{E}$ 和 $\frac{\sigma_2}{E}$ 及其方向;

最后,根据主应力及其方向,利用平面应力摩尔圆,求得沿机翼刚轴,也就是X轴方向的不同光纤光栅传感器布贴组处的应变 $\frac{\sigma(x)}{E}$,其中,x是光纤光栅传感器组在X轴上的位置。

5. 根据权利要求1所述的一种基于光纤光栅的飞机机翼弯矩实时监测方法,其特征在于:在步骤四中所述的在机翼刚轴的末端位置,施加一个已知的集中力F,获得各个光纤光栅传感器测点的弯矩M,从而计算出标定的单元抗弯刚度EI,其作法如下:

首先,对于理想的均匀悬臂梁有经典弯曲方程如下:

$$\frac{d^2y}{dx^2} = \frac{M(x)}{EI}$$

其中,y为梁的垂直位移,也就是挠度,x是沿刚轴方向X轴的长度位置坐标,是梁在x处的弯矩,E是弹性模量,I是转动惯量;

其次,在飞机机翼刚轴处,机翼被划分为n+2个单元,忽略每个单元内的复杂结构,假设

其为具有固定结构属性的连续体,并且每个单元都具有不同的结构属性,则机翼的应变与弯矩具有以下关系:

$$\frac{\sigma(x)/E}{c(x)} = \frac{M(x)}{EI(x)}$$

其中, x 是光纤光栅传感器在 X 轴上的位置, $\sigma(x)/E$ 为在位置 x 处的光纤光栅测点测量的沿刚轴方向的应力, $c(x)$ 为此处粘贴在机翼表面的光纤光栅测点距离机翼弯曲中性轴的距离, $EI(x)$ 为此处的弯曲刚度, $M(x)$ 为此处的弯矩;

最后,在机翼刚轴的末端位置,施加一个已知的集中力 F ,机翼刚轴的总长度为 l ,则在刚轴位置 x 处的弯矩为:

$$M(x) = F(l-x)$$

则得到单元的弯曲刚度 $EI(x)$ 为:

$$EI(x) = \frac{F(l-x)}{[\sigma(x)/E]/c(x)}。$$

6. 根据权利要求1所述的一种基于光纤光栅的飞机机翼弯矩实时监测方法,其特征在于:在步骤五中所述的在已知的抗弯刚度下,利用测量得到的测点应变值 ε ,计算得到测点的弯矩,其作法如下:

飞机在服役过程中,利用在飞机机翼上采集到实时的光纤光栅信号,得到各个测点的实时应变值,从而得到 $\sigma(x)/E$,利用弯矩与应力的关系式:

$$EI(x) = \frac{M(x)}{[\sigma(x)/E]/c(x)}$$

计算得出实时的弯矩 $M(x)$,其中 $EI(x)$ 为步骤三中标定得到的单元抗弯刚度。

一种基于光纤光栅的飞机机翼弯矩实时监测方法

技术领域：

[0001] 本发明提供一种基于光纤光栅的飞机机翼弯矩实时监测方法，具体涉及利用光纤光栅实时监测飞机机翼所受的弯矩，适用于在服役飞机与在飞机全机疲劳试验中的飞机上利用光纤光栅对飞机机翼的所受的弯矩进行实时监测，属于测试测量技术领域。

背景技术：

[0002] 飞机是一类价值和维修成本都很高的结构，其安全服役对于国防以及民用均具有重要意义。飞机在全寿命周期内，都会经历特定的载荷历程，飞机的载荷历程是决定其使用寿命的关键因素。机翼是保障飞机安全飞行的关键，其所受弯矩是最主要的载荷分量之一，因此，对飞机机翼所受的弯矩进行实时监测，获得单架飞机机翼的实时弯矩状况，是建立飞机的实际受载日志的关键，有利于实现飞机的健康管理，同时可进一步的指导飞机的优化设计。目前，我国还没有实现对服役飞机的机翼所受弯矩的长期、实时在线监测，现有的进行机翼载荷研究的方法，是基于应变片的监测方法，这种方法只能实现个别飞机的短期监测，并且测量设备复杂，标定过程繁琐，可靠性低，不能对每一架服役飞机都进行标定，不能实现对飞机长期、实时在线的监测。而光纤光栅传感器具有灵敏度高、体积小、多点测量、耐腐蚀、抗电磁干扰能力强等特点，利用光纤光栅可实现对飞机机翼所受弯矩长期、实时在线的监测。

发明内容：

[0003] 一、目的

[0004] 飞机在全寿命周期内，都会经历特定的载荷历程。由于个体的差异，实际载荷历程与设计载荷历程通常并不完全相同，因此需要对飞机实际的载荷历程进行监测。飞机服役期间会受到多种载荷的作用，其中机翼所受弯矩是主要的载荷分量之一，因此对机翼弯矩载荷历程的监测具有重要意义。基于光纤光栅的飞机机翼弯矩实时监测方法，可以实现对服役飞机以及在飞机全机疲劳试验中的飞机的机翼所受的弯矩长期、实时在线的监测，建立每一架飞机的独立的受载日志，为其寿命预测提供准确的输入，实现对飞机的健康管理，一方面为飞机维修周期的确定提供参考依据，保障飞机安全，另一方面可进一步指导飞机的优化设计。

[0005] 二、技术方案

[0006] 本发明一种基于光纤光栅的飞机机翼弯矩实时监测方法，具体步骤如下：

[0007] 步骤一：在飞机机翼上布贴光纤光栅传感器

[0008] 在机翼表面，沿机翼刚轴布贴光纤光栅传感器 n 组，将机翼刚轴分为 $n+2$ 个单元；每组光纤光栅传感器都是由三个波长各异的光纤光栅组成的直角应变花；

[0009] 步骤二：利用光纤光栅传感器解调设备采集并记录光纤光栅信号，并将光纤光栅传感器中心波长信号转变为测点应变值，此信号为光纤光栅传感器中心波长 λ ，将 λ 转换为测点的应变值 ε ；

[0010] 步骤三:机翼表面沿刚轴方向的应变求解

[0011] 由于光纤光栅传感器布贴在机翼蒙皮表面,可以假设传感器测量值既处于平面应力状态也处于平面应变状态,利用平面应变方程与胡克定律,求得沿刚轴方向的应变

$$\frac{\sigma(x)}{E};$$

[0012] 步骤四:单元抗弯刚度标定

[0013] 在机翼刚轴的末端位置,施加一个已知的集中力F,可获得各个光纤光栅传感器测点的弯矩M,从而计算出标定的单元抗弯刚度EI;

[0014] 步骤五:利用测点应变值计算弯矩

[0015] 在已知的抗弯刚度下,利用测量得到的测点应变值 ε ,可以计算得到测点的弯矩。

[0016] 其中,在步骤一中所述的“光纤光栅传感器”,是指一种通过外界应变变化对光纤布拉格波长的调制来获取传感信息的波长调制型光纤传感器;

[0017] 其中,在步骤一中所述的“直角应变花”,是指一种基于传统应变片直角应变花,利用光纤光栅传感器改良的光纤光栅直角应变花,取三个光纤光栅传感器,使之在平面上形成 0° 、 45° 和 90° 的方式布置排列而成;

[0018] 其中,在步骤二中所述的“利用光纤光栅传感器解调设备采集并记录光纤光栅信号,并将光纤光栅传感器中心波长信号转变为测点应变值”,其作法如下:

[0019] 设光纤光栅传感器的初始中心波长为 λ_0 ,测量得到的中心波长为 λ ,则有应变

$$\varepsilon = \frac{\lambda - \lambda_0}{\beta}, \text{其中}\beta\text{为光纤的应变敏感系数};$$

[0020] 其中,在步骤三中所述的“利用平面应变方程与胡克定律,求得沿刚轴方向的应变

$$\frac{\sigma(x)}{E}”$$
,其作法如下:

[0021] 首先,FBG1、FBG2和FBG3所测量得到的应变分别记为 ε_{0° 、 ε_{45° 和 ε_{90° ,根据平面应变方程

$$[0022] \quad \varepsilon_{0^\circ} = \frac{\varepsilon_x + \varepsilon_y}{2} + \frac{\varepsilon_x - \varepsilon_y}{2}$$

$$[0023] \quad \varepsilon_{45^\circ} = \frac{\varepsilon_x + \varepsilon_y}{2} - \frac{\gamma_{xy}}{2}$$

$$[0024] \quad \varepsilon_{90^\circ} = \frac{\varepsilon_x + \varepsilon_y}{2} - \frac{\varepsilon_x - \varepsilon_y}{2}$$

[0025] 可以求得 ε_x 、 ε_y 和 γ_{xy}

$$[0026] \quad \varepsilon_x = \varepsilon_{0^\circ}$$

$$[0027] \quad \varepsilon_y = \varepsilon_{90^\circ}$$

$$[0028] \quad \gamma_{xy} = \varepsilon_{0^\circ} + \varepsilon_{90^\circ} - 2\varepsilon_{45^\circ}$$

[0029] 从而可以得到主应变方向,方向角 β 为

$$[0030] \quad \tan 2\beta = -\frac{\gamma_{xy}}{\varepsilon_x - \varepsilon_y} = -\frac{\varepsilon_{0^\circ} + \varepsilon_{90^\circ} - 2\varepsilon_{45^\circ}}{\varepsilon_{0^\circ} - \varepsilon_{90^\circ}}$$

[0031] 主应变 ε_1 和 ε_2 分别可以表示为 ε_β 和 $\varepsilon_{(\beta+90^\circ)}$,如下

$$[0032] \quad \varepsilon_\beta = \frac{\varepsilon_{0^\circ} + \varepsilon_{90^\circ}}{2} + \frac{\varepsilon_{0^\circ} - \varepsilon_{90^\circ}}{2} \cos 2\beta - \frac{\varepsilon_{0^\circ} + \varepsilon_{90^\circ} - 2\varepsilon_{45^\circ}}{2} \sin 2\beta$$

$$[0033] \quad \varepsilon_{(\beta+90^\circ)} = \frac{\varepsilon_{0^\circ} + \varepsilon_{90^\circ}}{2} + \frac{\varepsilon_{0^\circ} - \varepsilon_{90^\circ}}{2} \cos 2(\beta+90^\circ) - \frac{\varepsilon_{0^\circ} + \varepsilon_{90^\circ} - 2\varepsilon_{45^\circ}}{2} \sin 2(\beta+90^\circ)$$

[0034] 其次,由于主应变和主应力的方向是重合的,并由于光纤光栅传感器布贴在机翼蒙皮表面,可以假设传感器测量值既处于平面应力状态也处于平面应变状态,根据胡克定律

$$[0035] \quad \varepsilon_1 = \frac{1}{E} [\sigma_1 - \mu\sigma_2]$$

$$[0036] \quad \varepsilon_2 = \frac{1}{E} [\sigma_2 - \mu\sigma_1]$$

[0037] 其中, $\mu = \frac{\varepsilon_1}{\varepsilon_2}$, 可以求得主应力 $\frac{\sigma_1}{E}$ 和 $\frac{\sigma_2}{E}$ 及其方向。

[0038] 最后,根据主应力及其方向,利用平面应力摩尔圆,可以求得沿机翼刚轴,也就是X轴方向的在不同光纤光栅传感器布贴组处的应变 $\frac{\sigma(x)}{E}$,其中,x是光纤光栅传感器组在X轴

上的位置;

[0039] 其中,在步骤四中所述的“在机翼刚轴的末端位置,施加一个已知的集中力F,可获得各个光纤光栅传感器测点的弯矩M,从而计算出标定的单元抗弯刚度EI”,其作法如下:

[0040] 首先,对于理想的均匀悬臂梁有经典弯曲方程如下

$$[0041] \quad \frac{d^2 y}{dx^2} = \frac{M(x)}{EI}$$

[0042] 其中,y为梁的垂直位移,也就是挠度,x是沿刚轴方向X轴的长度位置坐标,是梁在x处的弯矩,E是弹性模量,I是转动惯量;

[0043] 其次,在飞机机翼刚轴处,机翼被划分为n+2个单元,忽略每个单元内的复杂结构,假设其为具有固定结构属性的连续体,并且每个单元都具有不同的结构属性,则机翼的应变与弯矩具有以下关系

$$[0044] \quad \frac{\sigma(x)/E}{c(x)} = \frac{M(x)}{EI(x)}$$

[0045] 其中,x是光纤光栅传感器在X轴上的位置, $\sigma(x)/E$ 为在位置x处的光纤光栅测点测量的沿刚轴方向的应力,c(x)为此处粘贴在机翼表面的光纤光栅测点距离机翼弯曲中性轴的距离,EI(x)为此处的弯曲刚度,M(x)为此处的弯矩;

[0046] 最后,在机翼刚轴的末端位置,施加一个已知的集中力F,机翼刚轴的总长度为1,则在刚轴位置x处的弯矩为

$$[0047] \quad M(x) = F(1-x)$$

[0048] 则可以得到单元的弯曲刚度EI(x)为

$$[0049] \quad EI(x) = \frac{F(l-x)}{[\sigma(x)/E]/c(x)};$$

[0050] 其中,在步骤五中所述的“在已知的抗弯刚度下,利用测量得到的测点应变值 ε ,可以计算得到测点的弯矩”,其作法如下:

[0051] 飞机在服役过程中,利用在飞机机翼上采集到实时的光纤光栅信号,可以得到各个测点的实时应变值,从而得到 $\sigma(x)/E$,利用弯矩与应力的关系式

$$[0052] \quad EI(x) = \frac{M(x)}{[\sigma(x)/E]/c(x)}$$

[0053] 计算得出实时的弯矩 $M(x)$,其中 $EI(x)$ 为步骤三中标定得到的单元抗弯刚度;

[0054] 通过以上步骤,在飞机机翼上布贴 n 组光纤光栅传感器,通过在机翼刚轴的末端位置,施加一个已知的集中力,并利用机翼表面的平面应力状态,建立应变与弯矩的关系,达到了将光纤光栅传感器测量的应变转化为弯矩的效果,解决了机翼弯矩实时监测的问题。

[0055] 三、优点与功效

[0056] (1) 本发明采用光纤光栅传感器测量飞机机翼的弯矩,解决了传统应变片测量方法不能长期、实时在线测量的问题。本发明可以实现对服役飞机以及在飞机全机疲劳试验中的飞机的机翼所受的弯矩进行长期、实时在线的监测。从而实现建立每一架飞机的独立的受载日志,以便飞机的健康管理以及进一步的飞机优化研究。

[0057] (2) 本发明提供的弯矩计算方法中单元抗弯刚度的标定过程简单易行,可以实现对每一架飞机的标定,从而实现对每一架服役飞机的机翼所受弯矩进行长期、实时在线的监测。

附图说明

[0058] 图1为本发明中光纤光栅应变花的示意图。

[0059] 图2为本发明中光纤光栅测点的布局示意图。

[0060] 图3为本发明中光纤光栅测点布置示意图。

[0061] 图4本发明所述方法流程图。

[0062] 图中序号、符号、代号说明如下:

[0063] FBG指光纤光栅传感器,FBG1、FBG2和FBG3分指沿三个不同方向布贴的三个光纤光栅传感器。

[0064] X轴是为了表示方位的坐标轴,在机翼上与机翼的刚轴重合。

[0065] 机翼的刚轴X指机翼刚心连线所形成的沿机翼的轴线。

具体实施方式

[0066] 本发明提供一种基于光纤光栅的飞机机翼弯矩实时监测方法,见图4所示,具体通过如下步骤实现:

[0067] 步骤一:在飞机机翼上布贴光纤光栅传感器。

[0068] 首先,需要确定所要测量的飞机机翼的刚轴位置,并沿刚轴方向建立X坐标,在机翼根部为起始坐标0点,伸向机翼末端方向为正方向;

[0069] 其次,在此刚轴对应的机翼表面上,沿机翼刚轴方向布贴光纤光栅传感器组,每组

光纤光栅传感器都是由三个波长各异的光纤光栅组成的直角应变花,如图1所示,其中光纤光栅传感器1也就是FBG1这条光纤光栅传感器的方向为刚轴方向,也就是X轴方向;

[0070] 最后,在刚轴对应的机翼表面上,沿机翼刚轴方向布贴光纤光栅传感器组n组,每组光纤光栅传感器具有在X轴方向上的坐标x,这些光纤光栅传感器测点组将机翼刚轴分为n+2个单元,如图2所示。一般情况下可以每隔5cm布贴一个光纤光栅传感器测点,从而将机翼刚轴等分为n+2个单元。

[0071] 同时,也可以根据对机翼受力的分析确定非刚轴的机翼重要受力部位,并沿此部位布贴光纤光栅测点,如图3所示。

[0072] 步骤二:将光纤光栅传感器中心波长信号转变为测点应变值。

[0073] 首先,连接光纤光栅传感器到光纤光栅传感器解调设备上,并标定光纤光栅传感器,为光纤光栅传感器信号的采集与存储做好准备;

[0074] 其次,利用光纤光栅传感器解调设备采集并记录的光纤光栅信号为光纤光栅传感器中心波长 λ ,光纤光栅的中心波长取决于光纤光栅周期 Λ 和有效折射率 n_{eff} ,有如下关系

$$[0075] \quad \lambda = 2n_{\text{eff}} \Lambda$$

[0076] 其中,应变能够引起光纤光栅周期 Λ 和有效折射率 n_{eff} 这两个参量的改变,从而引起光纤光栅中心波长的改变,他们之间有如下关系

$$[0077] \quad \varepsilon = (\lambda - \lambda_0) / 1.22$$

[0078] 其中, λ_0 是没有应变时的光栅光纤的中心波长,利用上式,就可以将实时测量得到的 λ 转换为测点的应变值 ε 。

[0079] 步骤三:机翼表面沿刚轴方向的应变求解。

[0080] 首先,FBG1、FBG2和FBG3所测量得到的应变分别记为 ε_{0° 、 ε_{45° 和 ε_{90° ,根据平面应变方程

$$[0081] \quad \varepsilon_{0^\circ} = \frac{\varepsilon_x + \varepsilon_y}{2} + \frac{\varepsilon_x - \varepsilon_y}{2}$$

$$[0082] \quad \varepsilon_{45^\circ} = \frac{\varepsilon_x + \varepsilon_y}{2} - \frac{\gamma_{xy}}{2}$$

$$[0083] \quad \varepsilon_{90^\circ} = \frac{\varepsilon_x + \varepsilon_y}{2} - \frac{\varepsilon_x - \varepsilon_y}{2}$$

[0084] 可以求得 ε_x 、 ε_y 和 γ_{xy}

$$[0085] \quad \varepsilon_x = \varepsilon_{0^\circ}$$

$$[0086] \quad \varepsilon_y = \varepsilon_{90^\circ}$$

$$[0087] \quad \gamma_{xy} = \varepsilon_{0^\circ} + \varepsilon_{90^\circ} - 2\varepsilon_{45^\circ}$$

[0088] 从而可以得到主应变方向,方向角 β 为

$$[0089] \quad \tan 2\beta = -\frac{\gamma_{xy}}{\varepsilon_x - \varepsilon_y} = -\frac{\varepsilon_{0^\circ} + \varepsilon_{90^\circ} - 2\varepsilon_{45^\circ}}{\varepsilon_{0^\circ} - \varepsilon_{90^\circ}}$$

[0090] 主应变 ε_1 和 ε_2 分别可以表示为 ε_β 和 $\varepsilon_{(\beta+90^\circ)}$,如下

$$[0091] \quad \varepsilon_\beta = \frac{\varepsilon_{0^\circ} + \varepsilon_{90^\circ}}{2} + \frac{\varepsilon_{0^\circ} - \varepsilon_{90^\circ}}{2} \cos 2\beta - \frac{\varepsilon_{0^\circ} + \varepsilon_{90^\circ} - 2\varepsilon_{45^\circ}}{2} \sin 2\beta$$

$$[0092] \quad \varepsilon_{(\beta+90^\circ)} = \frac{\varepsilon_{0^\circ} + \varepsilon_{90^\circ}}{2} + \frac{\varepsilon_{0^\circ} - \varepsilon_{90^\circ}}{2} \cos 2(\beta + 90^\circ) - \frac{\varepsilon_{0^\circ} + \varepsilon_{90^\circ} - 2\varepsilon_{45^\circ}}{2} \sin 2(\beta + 90^\circ)$$

[0093] 其次,由于主应变和主应力的方向是重合的,并由于光纤光栅传感器布贴在机翼蒙皮表面,可以假设传感器测量值既处于平面应力状态也处于平面应变状态,根据胡克定律

$$[0094] \quad \varepsilon_1 = \frac{1}{E}[\sigma_1 - \mu\sigma_2]$$

$$[0095] \quad \varepsilon_2 = \frac{1}{E}[\sigma_2 - \mu\sigma_1]$$

[0096] 其中, $\mu = \frac{\varepsilon_1}{\varepsilon_2}$, 可以求得主应力 $\frac{\sigma_1}{E}$ 和 $\frac{\sigma_2}{E}$ 及其方向。

[0097] 最后,根据主应力及其方向,利用平面应力摩尔圆,可以求得沿机翼刚轴,也就是X轴方向的在不同光纤光栅传感器布贴组处的应变 $\frac{\sigma(x)}{E}$, 其中,x是光纤光栅传感器组在X轴上的位置。

[0098] 步骤四:单元抗弯刚度标定。

[0099] 首先,对于理想的均匀悬臂梁有经典弯曲方程如下

$$[0100] \quad \frac{d^2 y}{dx^2} = \frac{M(x)}{EI}$$

[0101] 其中,y为梁的垂直位移,也就是挠度,x是沿刚轴方向X轴的长度位置坐标,是梁在x处的弯矩,E是弹性模量,I是转动惯量;

[0102] 其次,在飞机机翼刚轴处,机翼被划分为n+2个单元,忽略每个单元内的复杂结构,假设其为具有固定结构属性的连续体,并且每个单元都具有不同的结构属性,则机翼的应变与弯矩具有以下关系

$$[0103] \quad \frac{\sigma(x)/E}{c(x)} = \frac{M(x)}{EI(x)}$$

[0104] 其中,x是光纤光栅传感器在X轴上的位置, $\sigma(x)/E$ 为在位置x处的光纤光栅测点测量的沿刚轴方向的应力,c(x)为此处粘贴在机翼表面的光纤光栅测点距离机翼弯曲中性轴的距离,EI(x)为此处的弯曲刚度,M(x)为此处的弯矩;

[0105] 最后,在机翼刚轴的末端位置,施加一个已知的集中力F,机翼刚轴的总长度为l,则在刚轴位置x处的弯矩为

$$[0106] \quad M(x) = F(l-x)$$

[0107] 则可以得到单元的弯曲刚度EI(x)为

$$[0108] \quad EI(x) = \frac{F(l-x)}{[\sigma(x)/E]/c(x)}$$

[0109] 步骤五:利用测点应变值计算弯矩。

[0110] 飞机在服役过程中,利用在飞机机翼上采集到实时的光纤光栅信号,可以得到各个测点的实时应变值,从而得到 $\sigma(x)/E$,利用弯矩与应力的关系式

[0111]
$$EI(x) = \frac{M(x)}{[\sigma(x)/E]/c(x)}$$

[0112] 计算得出实时的弯矩 $M(x)$ ，其中 $EI(x)$ 为步骤三中标定得到的单元抗弯刚度。

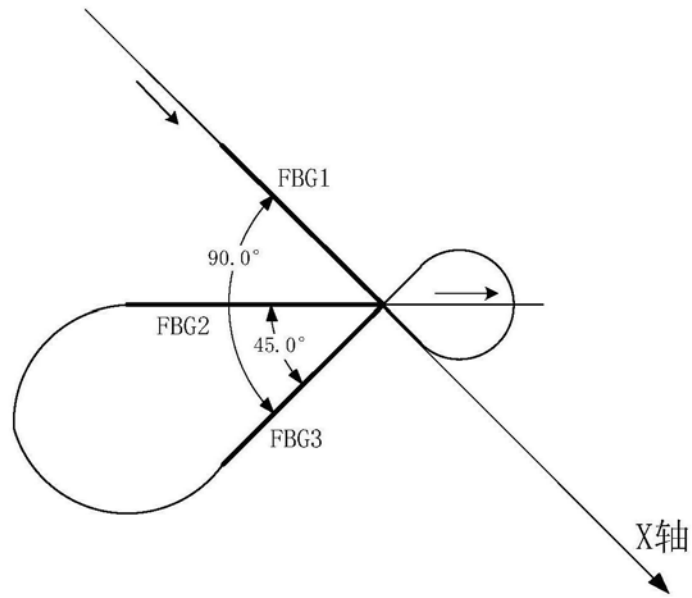


图1

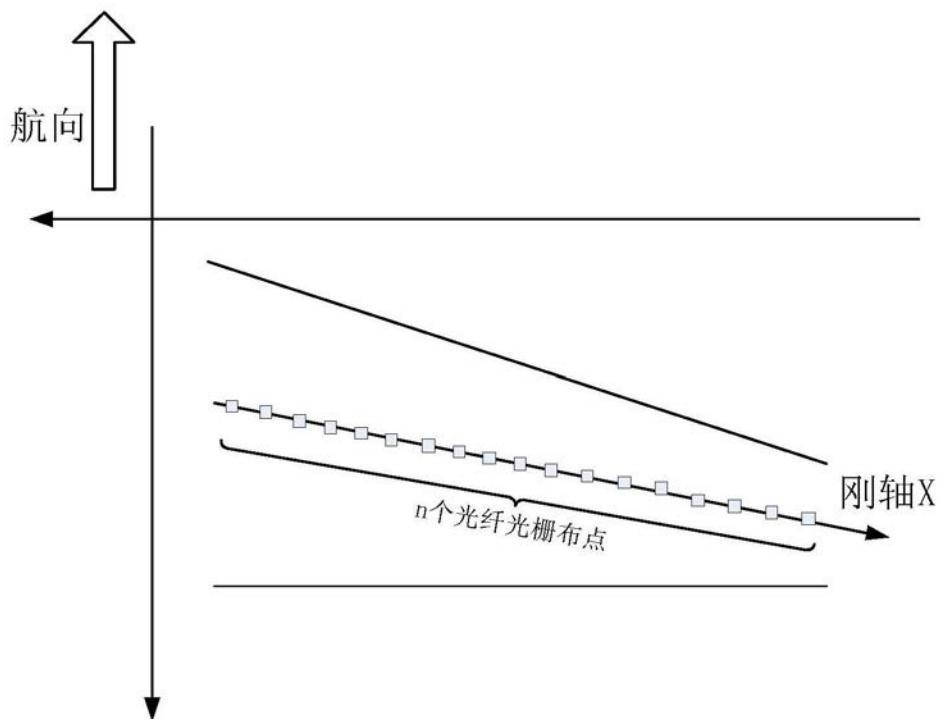


图2

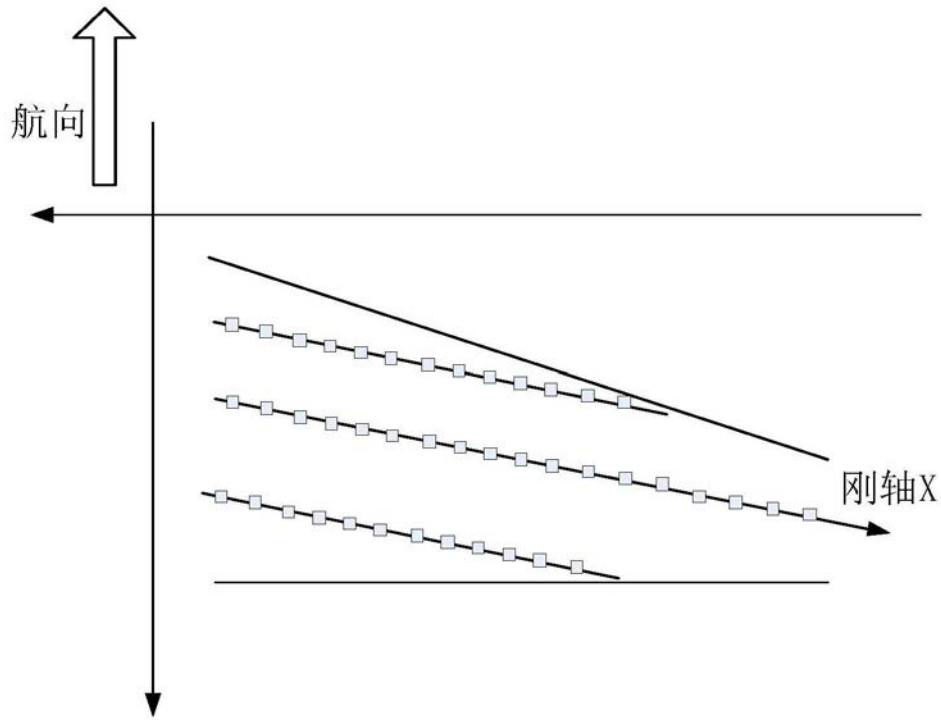


图3

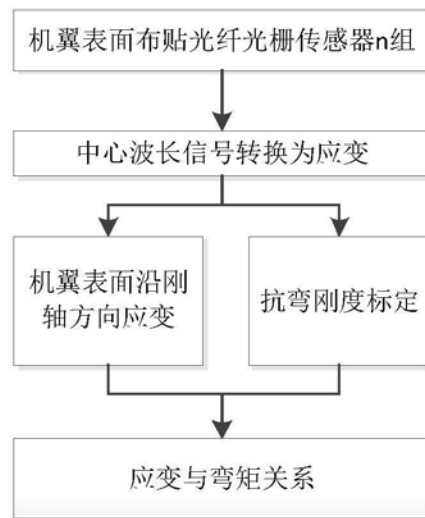


图4