



(12) 发明专利申请



(10) 申请公布号 CN 115077832 A

(43) 申请公布日 2022. 09. 20

(21) 申请号 202210897233.0

G06T 7/80 (2017.01)

(22) 申请日 2022.07.28

(71) 申请人 西安交通大学

地址 710049 陕西省西安市碑林区咸宁西路28号

(72) 发明人 王铁军 乔壮 李鸿宇 江鹏
王彬文

(74) 专利代理机构 西安创知专利事务所 61213
专利代理师 魏法祥

(51) Int.Cl.

G01M 7/02 (2006.01)

G01M 99/00 (2011.01)

B64F 5/60 (2017.01)

G06V 20/64 (2022.01)

G06T 7/73 (2017.01)

权利要求书2页 说明书5页 附图1页

(54) 发明名称

一种飞机耐高温构件三维表面振动疲劳损伤测量方法

(57) 摘要

本发明公开了一种飞机耐高温构件三维表面振动疲劳损伤测量方法,包括步骤:一、将飞机耐高温构件固定在振动疲劳试验平台上,在振动疲劳试验平台周侧设置多个用于采集飞机耐高温构件多角度图像的图像数据的相机;二、收集飞机耐高温构件的三维物理模型的模型数据;三、计算飞机耐高温构件的三维物理模型的模型数据与图像数据之间的映射关系;四、构建飞机耐高温构件的全表面三维损伤模型,获取飞机耐高温构件三维表面损伤位置和损伤量。本发明建立在严格的数学映射关系上,能够实现良好的检测精度,所建立的全表面三维损伤模型是基于实物图像,是对实际情况的直接反应,能够提高受损部件损伤的辨识精度,对细节的展示更加丰富,建模速度更快。

将飞机耐高温构件固定在振动疲劳试验平台上,在振动疲劳试验平台周侧设置多个用于采集飞机耐高温构件多角度图像的图像数据的相机



收集飞机耐高温构件的三维物理模型的模型数据



计算飞机耐高温构件的三维物理模型的模型数据与图像数据之间的映射关系



构建飞机耐高温构件的全表面三维损伤模型,获取飞机耐高温构件三维表面损伤位置和损伤量

1. 一种飞机耐高温构件三维表面振动疲劳损伤测量方法,其特征在于,该方法包括以下步骤:

步骤一、将飞机耐高温构件固定在振动疲劳试验平台上,在振动疲劳试验平台周侧设置多个用于采集飞机耐高温构件多角度图像的图像数据的相机;

步骤二、按照设计的振动疲劳试验参数启动振动疲劳试验平台,收集飞机耐高温构件的三维物理模型的模型数据,所述模型数据包括三角面元、面元顶点坐标、面坐标和面法向量;所述振动疲劳试验参数包括振动强度和振动时间;

步骤三、计算飞机耐高温构件的三维物理模型的模型数据与图像数据之间的映射关系;

步骤四、根据所述映射关系构建飞机耐高温构件的全表面三维损伤模型,将构建的飞机耐高温构件的全表面三维损伤模型与飞机耐高温构件的全表面三维标准模型进行比较,获取飞机耐高温构件三维表面损伤位置和损伤量。

2. 按照权利要求1所述的一种飞机耐高温构件三维表面振动疲劳损伤测量方法,其特征在于:步骤三中的计算飞机耐高温构件的三维物理模型的模型数据与图像数据之间的映射关系,包括以下步骤:

步骤301、求解相机的内参矩阵;

步骤302、求解相机位姿及外参矩阵,获取飞机耐高温构件的三维物理模型的模型数据与图像数据之间的映射关系。

3. 按照权利要求2所述的一种飞机耐高温构件三维表面振动疲劳损伤测量方法,其特征在于:步骤301中的求解相机的内参矩阵,包括以下步骤:

步骤3001、求解相机标定时,相机坐标系到棋盘格坐标系的坐标系旋转矩阵 H ;

步骤3002、根据相机坐标系到棋盘格坐标系的坐标系旋转矩阵 H 求解相机的内参矩阵。

4. 按照权利要求3所述的一种飞机耐高温构件三维表面振动疲劳损伤测量方法,其特

征在于:根据公式
$$\begin{cases} X_{p1} = \frac{H_{11}X_{w1} + H_{12}X_{w2} + H_{13}}{H_{31}X_{w1} + H_{32}X_{w2} + H_{33}} \\ X_{p2} = \frac{H_{21}X_{w1} + H_{22}X_{w2} + H_{23}}{H_{31}X_{w1} + H_{32}X_{w2} + H_{33}} \end{cases}$$
,求解相机标定时,相机坐标系到棋盘格坐

标系的坐标系旋转矩阵 $H = \begin{bmatrix} H_{11} & H_{12} & H_{13} \\ H_{21} & H_{22} & H_{23} \\ H_{31} & H_{32} & H_{33} \end{bmatrix}$,其中, H_{11} 表示坐标系旋转矩阵 H 中第一行第一

列元素; H_{12} 表示坐标系旋转矩阵 H 中第一行第二列元素; H_{13} 表示坐标系旋转矩阵 H 中第一行第三列元素; H_{21} 表示坐标系旋转矩阵 H 中第二行第一列元素; H_{22} 表示坐标系旋转矩阵 H 中第二行第二列元素; H_{23} 表示坐标系旋转矩阵 H 中第二行第三列元素; H_{31} 表示坐标系旋转矩阵 H 中第三行第一列元素; H_{32} 表示坐标系旋转矩阵 H 中第三行第二列元素; H_{33} 表示坐标系旋转矩阵 H 中第三行第三列元素; X_{w1} 表示飞机耐高温构件在模型坐标系中的位置矩阵中第一个元素; X_{w2} 表示飞机耐高温构件在模型坐标系中的位置矩阵中第二个元素; X_{p1} 表示图像的像素横坐标; X_{p2} 表示图像的像素纵坐标。

5. 按照权利要求3所述的一种飞机耐高温构件三维表面振动疲劳损伤测量方法, 其特征在于: 根据公式
$$\begin{cases} H_1^T K^{-T} K^{-1} H_2 = 0 \\ H_2^T K^{-T} K^{-1} H_2 = I \end{cases}$$
, 求解相机的内参矩阵 K , 其中, H_1 表示坐标系旋转矩阵 H 中第一列数据, H_2 表示坐标系旋转矩阵 H 中第二列数据, T 表示转置运算, I 表示单位矩阵。

6. 按照权利要求5所述的一种飞机耐高温构件三维表面振动疲劳损伤测量方法, 其特征在于: 根据公式
$$\begin{cases} X_p = K \times [R|T] \times X_w \\ X_c = [R|T] \times X_w \end{cases}$$
, 求解相机位姿 X_c 及外参矩阵 $[R|T]$, 其中, X_w 表示飞机耐高温构件在模型坐标系中的位置矩阵, X_p 表示图像的像素坐标矩阵; 相机位姿 X_c 表示相机在模型坐标系中的位置矩阵;

根据飞机耐高温构件的三维物理模型的模型数据与图像数据之间的映射关系 $X_p = K \times [R|T] \times X_w$, 对所采集的飞机耐高温构件的每张图像进行表面三维损伤模型构建;

获取飞机耐高温构件的三维物理模型的模型数据与多张图像数据之间的各个映射关系;

根据飞机耐高温构件的三维物理模型的模型数据与多张图像数据之间的各个映射关系, 完成所采集的飞机耐高温构件的所有图像的全表面三维损伤模型构建。

一种飞机耐高温构件三维表面振动疲劳损伤测量方法

技术领域

[0001] 本发明属于振动疲劳损伤测量技术领域,具体涉及一种飞机耐高温构件三维表面振动疲劳损伤测量方法。

背景技术

[0002] 结构振动疲劳是指由振动或噪声等激励导致结构发生疲劳破坏的一种现象。振动疲劳试验作为验证结构动强度的一种重要方式被广泛应用于航空航天和轨道交通等领域,而如何在振动疲劳试验过程中准确快速地测量损伤信息会直接影响试验判据,是振动疲劳试验领域的重点研究问题。

[0003] 目前主流的飞机耐高温构件振动疲劳损伤测量方法是通过加速度传感器、激光位移传感器或激光测振仪等对运动信号进行监测,同时通过应变片对试验件的应力水平进行分析,综合二者的信息进行损伤信息的判断与获取。这种方法虽然能够在试验件发生损伤后发现信号的变化,但是其灵敏度不高,损伤测量精度低,传感器接触式安装在飞机耐高温构件表面,还会受其他因素的干扰。

发明内容

[0004] 本发明所要解决的技术问题在于针对上述现有技术中的不足,提供一种飞机耐高温构件三维表面振动疲劳损伤测量方法,是建立在严格的数学映射关系上的,能够实现良好的检测精度,自动化模型建立,根据射影变换、坐标系转换确定的逐像素建模具有较高的精度,对系统和零件要求低,不需要额外配备扫描零件,实现非接触式测量,所建立的全表面三维损伤模型是基于实物图像的,是对实际情况的直接反应,因此能够提高受损部件损伤的辨识精度,对细节的展示更加丰富,建模时间更短,建模速度更快,便于推广使用。

[0005] 为解决上述技术问题,本发明采用的技术方案是:一种飞机耐高温构件三维表面振动疲劳损伤测量方法,其特征在于,该方法包括以下步骤:

步骤一、将飞机耐高温构件固定在振动疲劳试验平台上,在振动疲劳试验平台周侧设置多个用于采集飞机耐高温构件多角度图像的图像数据的相机;

步骤二、按照设计的振动疲劳试验参数启动振动疲劳试验平台,收集飞机耐高温构件的三维物理模型的模型数据,所述模型数据包括三角面元、面元顶点坐标、面坐标和面法向量;所述振动疲劳试验参数包括振动强度和振动时间;

步骤三、计算飞机耐高温构件的三维物理模型的模型数据与图像数据之间的映射关系;

步骤四、根据所述映射关系构建飞机耐高温构件的全表面三维损伤模型,将构建的飞机耐高温构件的全表面三维损伤模型与飞机耐高温构件的全表面三维标准模型进行比较,获取飞机耐高温构件三维表面损伤位置和损伤量。

[0006] 上述的一种飞机耐高温构件三维表面振动疲劳损伤测量方法,其特征在于:步骤三中的计算飞机耐高温构件的三维物理模型的模型数据与图像数据之间的映射关系,包括

以下步骤:

步骤301、求解相机的内参矩阵;

步骤302、求解相机位姿及外参矩阵,获取飞机耐高温构件的三维物理模型的模型数据与图像数据之间的映射关系。

[0007] 上述的一种飞机耐高温构件三维表面振动疲劳损伤测量方法,其特征在于:步骤301中的求解相机的内参矩阵,包括以下步骤:

步骤3001、求解相机标定时,相机坐标系到棋盘格坐标系的坐标系旋转矩阵 H ;

步骤3002、根据相机坐标系到棋盘格坐标系的坐标系旋转矩阵 H 求解相机的内参矩阵。

[0008] 上述的一种飞机耐高温构件三维表面振动疲劳损伤测量方法,其特征在于:根据

$$\text{公式} \begin{cases} X_{p1} = \frac{H_{11}X_{w1} + H_{12}X_{w2} + H_{13}}{H_{31}X_{w1} + H_{32}X_{w2} + H_{33}} \\ X_{p2} = \frac{H_{21}X_{w1} + H_{22}X_{w2} + H_{23}}{H_{31}X_{w1} + H_{32}X_{w2} + H_{33}} \end{cases}, \text{求解相机标定时,相机坐标系到棋盘格坐标系的坐标系}$$

$$\text{旋转矩阵} H = \begin{bmatrix} H_{11} & H_{12} & H_{13} \\ H_{21} & H_{22} & H_{23} \\ H_{31} & H_{32} & H_{33} \end{bmatrix}, \text{其中,} H_{11} \text{表示坐标系旋转矩阵} H \text{中第一行第一列元素;} H_{12}$$

表示坐标系旋转矩阵 H 中第一行第二列元素; H_{13} 表示坐标系旋转矩阵 H 中第一行第三列元素; H_{21} 表示坐标系旋转矩阵 H 中第二行第一列元素; H_{22} 表示坐标系旋转矩阵 H 中第二行第二列元素; H_{23} 表示坐标系旋转矩阵 H 中第二行第三列元素; H_{31} 表示坐标系旋转矩阵 H 中第三行第一列元素; H_{32} 表示坐标系旋转矩阵 H 中第三行第二列元素; H_{33} 表示坐标系旋转矩阵 H 中第三行第三列元素; X_{w1} 表示飞机耐高温构件在模型坐标系中的位置矩阵中第一个元素; X_{w2} 表示飞机耐高温构件在模型坐标系中的位置矩阵中第二个元素; X_{p1} 表示图像的像素横坐标; X_{p2} 表示图像的像素纵坐标。

[0009] 上述的一种飞机耐高温构件三维表面振动疲劳损伤测量方法,其特征在于:根据

$$\text{公式} \begin{cases} H_1^T K^{-T} K^{-1} H_2 = 0 \\ H_2^T K^{-T} K^{-1} H_2 = I \end{cases}, \text{求解相机的内参矩阵} K, \text{其中,} H_1 \text{表示坐标系旋转矩阵} H \text{中第一列}$$

数据, H_2 表示坐标系旋转矩阵 H 中第二列数据, T 表示转置运算, I 表示单位矩阵。

[0010] 上述的一种飞机耐高温构件三维表面振动疲劳损伤测量方法,其特征在于:根据

$$\text{公式} \begin{cases} X_p = K \times [R|T] \times X_w \\ X_c = [R|T] \times X_w \end{cases}, \text{求解相机位姿} X_c \text{及外参矩阵} [R|T], \text{其中,} X_w \text{表示飞机耐高温构件}$$

在模型坐标系中的位置矩阵, X_p 表示图像的像素坐标矩阵;相机位姿 X_c 表示相机在模型坐标系中的位置矩阵;

根据飞机耐高温构件的三维物理模型的模型数据与图像数据之间的映射关系 $X_p = K \times [R|T] \times X_w$,对所采集的飞机耐高温构件的每张图像进行表面三维损伤模型构建;

获取飞机耐高温构件的三维物理模型的模型数据与多张图像数据之间的各个映

射关系;

根据飞机耐高温构件的三维物理模型的模型数据与多张图像数据之间的各个映射关系,完成所采集的飞机耐高温构件的所有图像的全表面三维损伤模型构建。

[0011] 本发明的有益效果是,是建立在严格的数学映射关系上的,能够实现良好的检测精度,自动化模型建立,根据射影变换、坐标系转换确定的逐像素建模具有较高的精度,对系统和零件要求低,不需要额外配备扫描零件,实现非接触式测量,所建立的全表面三维损伤模型是基于实物图像的,是对实际情况的直接反应,因此能够提高受损部件损伤的辨识精度,对细节的展示更加丰富,建模时间更短,建模速度更快,一键式、批量化构建飞机耐高温构件损伤模型,操作简单,预览方便,便于推广使用。

[0012] 下面通过附图和实施例,对本发明的技术方案做进一步的详细描述。

附图说明

[0013] 图1为本发明的方法流程框图。

具体实施方式

[0014] 如图1所示,本发明的一种飞机耐高温构件三维表面振动疲劳损伤测量方法,包括以下步骤:

步骤一、将飞机耐高温构件固定在振动疲劳试验平台上,在振动疲劳试验平台周侧设置多个用于采集飞机耐高温构件多角度图像的图像数据的相机;

步骤二、按照设计的振动疲劳试验参数启动振动疲劳试验平台,收集飞机耐高温构件的三维物理模型的模型数据,所述模型数据包括三角面元、面元顶点坐标、面坐标和面法向量;所述振动疲劳试验参数包括振动强度和振动时间;

步骤三、计算飞机耐高温构件的三维物理模型的模型数据与图像数据之间的映射关系;

步骤四、根据所述映射关系构建飞机耐高温构件的全表面三维损伤模型,将构建的飞机耐高温构件的全表面三维损伤模型与飞机耐高温构件的全表面三维标准模型进行比较,获取飞机耐高温构件三维表面损伤位置和损伤量。

[0015] 需要说明的是,本实施例公开的完整技术方案具有以下优点:1、可以实现一键化、快速的建立损伤模型;2、模型的展示、交互效果使得相较于传统手段具有更好的可识别性;3、展示模型可以实现储存、再展示。本方案是建立在严格的数学映射关系上的,相较于人工贴图或人眼检测标记(由模型的某些特征(如棱角等)大致匹配损伤位置)的方法,能够实现良好的检测精度。与依托现有建模类商业软件进行损伤模型贴图的方法相比具有以下优点:1、自动化模型建立,不需要人工逐张贴图;2、根据射影变换、坐标系转换确定的逐像素建模具有较高的精度;3、可以实现不同种类照片的精密建模,包括深度图片、红外成像图片、表面微结构图片等,这些图片的贴图工作目前在已有软件内无法实现精准操作。与基于点云扫描的三维重建方法相比具有以下优点:1、对系统和零件要求低,不需要额外配备扫描零件;2、相较于只能反应受损部件的物理尺寸变化的点云扫描来说,本方案所建立的全表面三维损伤模型是基于实物图像的,是对实际情况的直接反应,因此能够提高受损部件损伤的辨识精度,对细节的展示更加丰富;3、建模时间更短,建模速度更快。

[0016] 本实施例中,步骤三中的计算飞机耐高温构件的三维物理模型的模型数据与图像数据之间的映射关系,包括以下步骤:

步骤301、求解相机的内参矩阵;

步骤302、求解相机位姿及外参矩阵,获取飞机耐高温构件的三维物理模型的模型数据与图像数据之间的映射关系。

[0017] 本实施例中,步骤301中的求解相机的内参矩阵,包括以下步骤:

步骤3001、求解相机标定时,相机坐标系到棋盘格坐标系的坐标系旋转矩阵 H ;

步骤3002、根据相机坐标系到棋盘格坐标系的坐标系旋转矩阵 H 求解相机的内参矩阵。

[0018] 需要说明的是,采用张友正棋盘格标定法,通过对不同角度的8*9棋盘格采图,可获取图像中棋盘格角点的像素坐标。此时,世界坐标系是原点固结于棋盘格中心的三维笛卡尔坐标系,棋盘格角点在上述三维坐标中的坐标可由格子长宽计算获得,为已知量。则可

获得像素坐标系与实际坐标系的关系为
$$\begin{cases} X_{p1} = \frac{H_{11}X_{w1} + H_{12}X_{w2} + H_{13}}{H_{31}X_{w1} + H_{32}X_{w2} + H_{33}} \\ X_{p2} = \frac{H_{21}X_{w1} + H_{22}X_{w2} + H_{23}}{H_{31}X_{w1} + H_{32}X_{w2} + H_{33}} \end{cases}$$
,求解相机标定时,相

机坐标系到棋盘格坐标系的坐标系旋转矩阵 $H = \begin{bmatrix} H_{11} & H_{12} & H_{13} \\ H_{21} & H_{22} & H_{23} \\ H_{31} & H_{32} & H_{33} \end{bmatrix}$,其中, H_{11} 表示坐标系旋

转矩阵 H 中第一行第一列元素; H_{12} 表示坐标系旋转矩阵 H 中第一行第二列元素; H_{13} 表示坐标系旋转矩阵 H 中第一行第三列元素; H_{21} 表示坐标系旋转矩阵 H 中第二行第一列元素; H_{22} 表示坐标系旋转矩阵 H 中第二行第二列元素; H_{23} 表示坐标系旋转矩阵 H 中第二行第三列元素; H_{31} 表示坐标系旋转矩阵 H 中第三行第一列元素; H_{32} 表示坐标系旋转矩阵 H 中第三行第二列元素; H_{33} 表示坐标系旋转矩阵 H 中第三行第三列元素; X_{w1} 表示飞机耐高温构件在模型坐标系中的位置矩阵中第一个元素; X_{w2} 表示飞机耐高温构件在模型坐标系中的位置矩阵中第二个元素; X_{p1} 表示图像的像素横坐标; X_{p2} 表示图像的像素纵坐标。

[0019] 本实施例中,根据公式
$$\begin{cases} H_1^T K^{-T} K^{-1} H_2 = 0 \\ H_2^T K^{-T} K^{-1} H_2 = I \end{cases}$$
,求解相机的内参矩阵 K ,其中, H_1 表示坐标系旋转矩阵 H 中第一列数据, H_2 表示坐标系旋转矩阵 H 中第二列数据, T 表示转置运算, I 表示单位矩阵。

[0020] 本实施例中,根据公式
$$\begin{cases} X_p = K \times [R|T] \times X_w \\ X_c = [R|T] \times X_w \end{cases}$$
,求解相机位姿 X_c 及外参矩阵 $[R|T]$,其

中, X_w 表示飞机耐高温构件在模型坐标系中的位置矩阵, X_p 表示图像的像素坐标矩阵;相机位姿 X_c 表示相机在模型坐标系中的位置矩阵;

根据飞机耐高温构件的三维物理模型的模型数据与图像数据之间的映射关系

$X_p = K \times [R|T] \times X_w$, 对所采集的飞机耐高温构件的每张图像进行表面三维损伤模型构建;

需要说明的是, 借由摄影光学相关知识, 我们可以得到模型坐标系与像素坐标系的对应关系, 此处的模型坐标系代表三维模型文件中, 为了表示模型信息而自带的坐标系, 以毫米为单位。像素坐标系则是指以照片左上角为原点, 水平向右为第一坐标, 竖直向下为第二坐标的正交直角坐标系, 以像素为单位。 X_w 实际上带入了三维模型的点位数据, 从而解算出的相机位姿是在模型坐标系下的位置。

[0021] 该步骤中, 首先获取一张图像中每个面元的三个顶点坐标, 分别计算三个顶点的像素, 当三个顶点中任意一个的像素大于相机本身的像素时, 说明该顶点没有被相机拍摄到, 则抛弃该面元 (例如相机的像素为 3000×5000 , 若某个顶点对应的像素为 5000×6000 , 则超出了相机的拍摄范围)。当确认三个顶点都位于相机的像素范围内时, 再判断面元的法向量和相机位置向量 (相机位置坐标点指向模型坐标系原点的向量) 的夹角关系, 将这两个向量做点积运算, 若点积运算结果 (用于表征面元相对相机的垂直度) 为正, 则认为该面元属于正面范围 (当相机的坐标向量和某一面元的法向量位于同一条直线时, 相当于相机正对着该面元。因此可以使用上述两向量的点积结果作为面元与相机是否正对的一种判据, 即正面范围)。根据三个顶点和像素点的对应关系, 使用OpenGL中的glVertex3f、glTexCoord方法将面元构建在三维物理模型的对应位点处, 而后设置该面元的可构建性为False, 当图像中的所有面元遍历完成后, 即对所采集的飞机耐高温构件的图像进行全表面三维损伤模型构建。

[0022] 在求解出相机的内参矩阵后, 根据公式
$$\begin{cases} X_{p1} = \frac{H_{11}X_{w1} + H_{12}X_{w2} + H_{13}}{H_{31}X_{w1} + H_{32}X_{w2} + H_{33}} \\ X_{p2} = \frac{H_{21}X_{w1} + H_{22}X_{w2} + H_{23}}{H_{31}X_{w1} + H_{32}X_{w2} + H_{33}} \end{cases}$$
 获得四组对

应点, 获取飞机耐高温构件的三维物理模型的模型数据与多张图像数据之间的各个映射关系;

根据飞机耐高温构件的三维物理模型的模型数据与多张图像数据之间的各个映射关系, 完成所采集的飞机耐高温构件的所有图像的全表面三维损伤模型构建。

[0023] 本发明是建立在严格的数学映射关系上的, 能够实现良好的检测精度, 自动化模型建立, 不需要人工逐张贴图, 根据射影变换、坐标系转换确定的逐像素建模具有较高的精度, 对系统和零件要求低, 不需要额外配备扫描零件, 所建立的全表面三维损伤模型是基于实物图像的, 是对实际情况的直接反应, 因此能够提高受损部件损伤的辨识精度, 对细节的展示更加丰富, 建模时间更短, 建模速度更快, 一键式、批量化构建飞机耐高温构件损伤模型, 操作简单, 预览方便, 便于推广使用。

[0024] 以上所述, 仅是本发明的较佳实施例, 并非对本发明作任何限制, 凡是根据本发明技术实质对以上实施例所作的任何简单修改、变更以及等效结构变化, 均仍属于本发明技术方案的保护范围内。

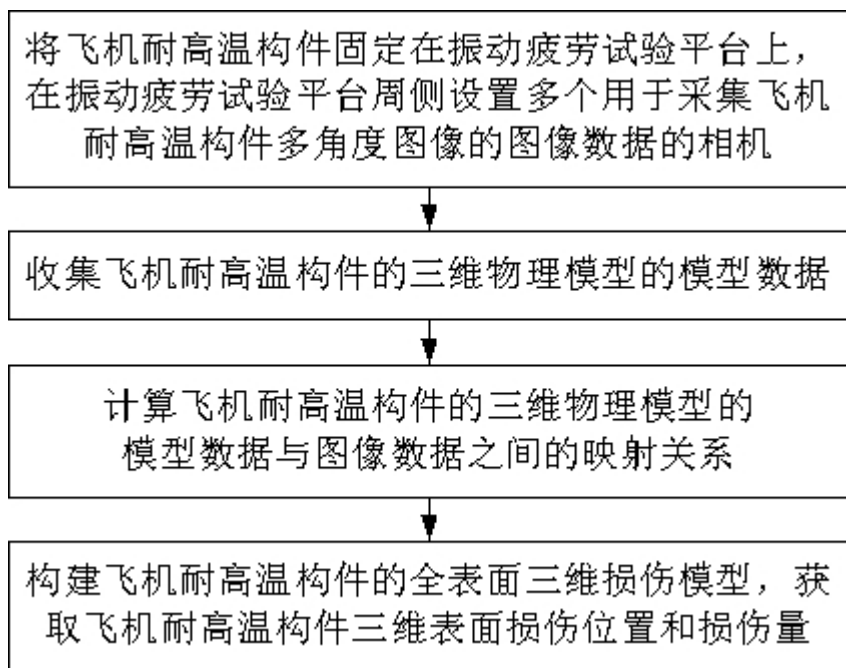


图1