



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 102519441 B

(45) 授权公告日 2013. 12. 18

(21) 申请号 201110401246. 6

CN 101551240 A, 2009. 10. 07, 全文.

(22) 申请日 2011. 12. 06

US 5614913 A, 1997. 03. 25, 全文.

(73) 专利权人 南京航空航天大学
地址 210016 江苏省南京市白下区御道街
29 号

邹冀华.《飞机数字化测量辅助装配技术及应用》.《航空制造技术》.2009,(第 24 期),48-52.

审查员 李妍

(72) 发明人 李泷杲 黄翔 邓正平 赵乐乐

(74) 专利代理机构 南京经纬专利商标代理有限公司 32200

代理人 许方

(51) Int. Cl.

G01C 15/00(2006. 01)

G01B 11/00(2006. 01)

B64F 5/00(2006. 01)

(56) 对比文件

CN 101865653 B, 2012. 01. 04, 全文.

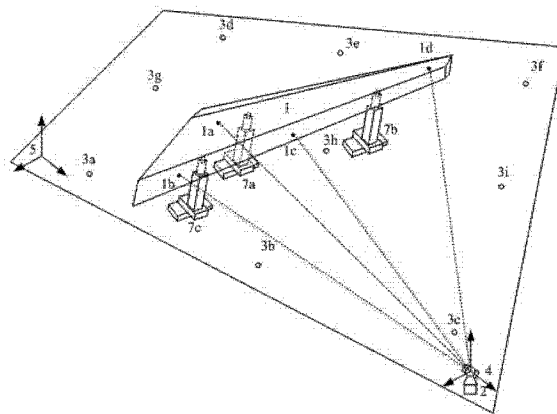
权利要求书2页 说明书6页 附图1页

(54) 发明名称

基于激光跟踪仪的飞机部件对接过程中定位点的测量方法

(57) 摘要

本发明公开了基于激光跟踪仪的飞机部件对接过程中定位点的测量方法。该方法主要步骤为：1)这种方法通过公共观测点建立飞机全局坐标系与激光跟踪仪测量坐标系之间转换的模型；2)依据工艺接头球心位置获得飞机部件定位测量点的当前计算位置；3)控制驱动激光跟踪仪依据十字螺旋搜索的方法在当前计算位置搜索到飞机部件定位测量点的当前精确位置，并实施自动测量。本发明的优点在于：1)采用先进的激光测量技术，提高了飞机装配测量精度；2)测量过程无需人工引光，依据算法实现对接装配过程全自动搜寻测量，极大地提高了工作效率和测量精度，降低了工人的工作强度。



(1) 构建飞机部件空间位姿旋转方程：

$$X_i^{BC} = A' X_i^{BT} + X^P \quad (4)$$

其中 A' 为旋转矩阵, 结构与 A 一致; X_i^{BT} 为工艺接头球心坐标已知理论位置; X^P 为飞机部件空间平移向量;

(2) 根据公式(2)和公式(3), 最终确定旋转矩阵 A' 和平移向量 X^P ;

(3) 将飞机部件上的定位测量点的已知理论坐标 X_i^{PT} 带入式(5), 获得飞机部件上的定位测量点在全局坐标系下的计算坐标 X_i^{PC} ;

$$X_i^{PC} = A' X_i^{PT} + X^P \quad (5);$$

步骤6、根据步骤5中的在全局坐标系下的计算坐标 X_i^{PC} , 确定定位测量点在激光跟踪仪测量坐标系下的计算坐标 X_i^{MC} , 具体为:

(1) 根据公式 $X_i^T = AX_i^M + X^0$ 构建如下述方程:

$$AX_i^{MC} = X_i^{PC} - X^0 \quad (6)$$

(2) 通过解线性方程组, 得到 X_i^{MC} ;

步骤7、调整激光跟踪仪控制器的测量头, 使其旋转定位至坐标 X_i^{MC} 所在方向;

步骤8、利用激光跟踪仪在坐标 X_i^{MC} 周围区域实施十字螺旋搜索, 搜索到定位测量点处靶球后, 对其进行测量, 获得定位测量点精确测量坐标 X_i^{MR} 再继续进行搜索, 直至所有的定位测量点都被测量完毕为止, 具体为:

(1) 确定十字搜索点中平行搜索点 X_{ijk}^S 满足如下条件:

$$\begin{cases} a(x - x_i^{MC}) + b(y - y_i^{MC}) + c(z - z_i^{MC}) = 0 \\ (x - x_i^{MC})^2 + (y - y_i^{MC})^2 + (z - z_i^{MC})^2 = jD \\ z = z_i^{MC} \end{cases} \quad (7)$$

其中 $X_i^{MC} = (x_i^{MC}, y_i^{MC}, z_i^{MC})$;

i 为测量点次序; $j=1, 2, 3, 4$; $k=1, 3$;

$$a = x_i^{MC} / \|X_i^{MC}\|_2, \quad b = y_i^{MC} / \|X_i^{MC}\|_2, \quad c = z_i^{MC} / \|X_i^{MC}\|_2;$$

D 为激光跟踪仪反射靶球直径;

(2) 确定十字搜索点中竖直搜索点 X_{ijk}^S 满足如下条件:

$$X_{ij2}^S = jD \cdot \left((X_{ij1}^S - X_{ij3}^S) / \|X_{ij1}^S - X_{ij3}^S\|_2 \right) \times \left(X_i^{MC} / \|X_i^{MC}\|_2 \right)$$

$$X_{ij4}^S = -jD \cdot \left((X_{ij1}^S - X_{ij3}^S) / \|X_{ij1}^S - X_{ij3}^S\|_2 \right) \times \left(X_i^{MC} / \|X_i^{MC}\|_2 \right)$$

(3) 依照 $i \rightarrow j \rightarrow k$ 的顺序, 控制激光跟踪仪在坐标 X_i^{MC} 周围区域实施十字螺旋运动, 当激光光束落入定位测量点处靶球反射面域内时, 激光跟踪仪将激光光束对准至靶球中心;

(4) 测量获得定位测量点精确测量坐标 X_i^{MR} 。

基于激光跟踪仪的飞机部件对接过程中定位点的测量方法

技术领域

[0001] 本发明属于定位点测量技术领域,特别是一种基于激光跟踪仪的飞机部件对接过程中定位点的测量方法。

背景技术

[0002] 传统飞机大部件对接装配(机身前中后段对接、机翼机身对接等),以光学准直仪、铅锤作为部件姿态调整的测量手段,采用手动式定位器实现飞机部件支撑和对接。基于这些模拟量的测量方法获得的结果不仅误差大,而且数据不能直观反映飞机部件当前的整体姿态特征,无法为其对接过程提供有效指导。因此,飞机部件对接过程完全依赖于人工经验和多人的手工协调操作,劳动强度大,调姿效率低,调姿精度难以保证。

[0003] 为克服传统飞机部件对接测量方法的不足,高精度测量设备(激光跟踪测量仪、室内 GPS 或激光雷达)和自动柔性定位系统被逐步引入到飞机部件对接装配工艺以及飞机水平测量校准过程中,并已成为现代飞机制造业发展趋势。近十余年来,波音 777、787,空客的 A340、A380 已逐步采用这种高精度的代替传统的光学测量。

[0004] 在飞机部件对接过程中,飞机部件依据实际要求,在部件上布置多个定位测量点;然后使用激光跟踪仪测量这些定位测量点,获取其空间坐标,进而获得飞机部件对接过程中的整体位置和姿态。然而目前这一过程的实施是通过人工手动加以完成:测量工人手持测量靶球,以激光跟踪仪为起点,通过人工引光的方式,将测量光线引至所需的定位测量点,进而实施精确测量。然而这种方法也存在如下问题:1) 由于部件上定位测量点较多,因此需需要工人反复引光测量,工作强度较大,测量效率低下;2) 手持靶球测量,容易造成数据测量波动,引发不必要的测量误差;3) 飞机部件对接过程中,部件尺寸大,现场工况较为复杂,某些定位测量点距离地面有较高高度或其所在位置过于狭小,导致人工引光并不方便,因此无法实施快速的人工测量或存在一定危险。

发明内容

[0005] 本发明所解决的技术问题在于提供基于激光跟踪仪的飞机部件对接过程中定位点的测量方法,该方法能够自动搜寻和测量飞机部件上的定位测量点,为调整飞机部件位置姿态提供依据。

[0006] 实现本发明目的的技术解决方案为:基于激光跟踪仪的飞机部件对接过程中定位点的测量方法,包括以下步骤:

[0007] 步骤 1、在飞机部件对接现场所在位置,选取布设于地面的基准工艺球点(TB 点)或增强坐标系点(ERS 点)做为公共观测点,所述公共观测点能够被激光跟踪仪测量到,该公共观测点的数量大于 7;

[0008] 步骤 2、利用激光跟踪仪测量公共观测点坐标,获得这些点在激光跟踪仪测量坐标系下的测量坐标 X_i^M ;

[0009] 步骤 3、结合公共观测点的理论坐标 X_i^T 和测量坐标 X_i^M ,确定激光跟踪仪测量坐标

[0031] (1) 根据公式 $X_i^T = AX_i^M + X^O$ 构建成下述方程：

$$[0032] \quad AX_i^{MC} = X_i^{PC} - X^O \quad (6)$$

[0033] (2) 通过解线性方程组, 得到 X_i^{MC} 。

[0034] 步骤 7、调整激光跟踪仪控制器的测量头, 使其旋转定位至坐标 X_i^{MC} 所在方向；

[0035] 步骤 8、利用激光跟踪仪在坐标 X_i^{MC} 周围区域实施十字螺旋搜索, 搜索到定位测量点处靶球后, 对其进行测量, 获得定位测量点精确测量坐标 X_i^{MR} , 再继续进行搜索, 直至所有的定位测量点都被测量完毕为止, 具体为：

[0036] (1) 确定十字搜索点中平行搜索点 X_{ijk}^S 满足如下条件：

$$[0037] \quad \begin{cases} a(x - x_i^{MC}) + b(y - y_i^{MC}) + c(z - z_i^{MC}) = 0 \\ (x - x_i^{MC})^2 + (y - y_i^{MC})^2 + (z - z_i^{MC})^2 = jD \\ z = z_i^{MC} \end{cases} \quad (7)$$

[0038] 其中 $X_i^{MC} = (x_i^{MC}, y_i^{MC}, z_i^{MC})$ ；

[0039] i 为测量点次序； $j = 1, 2, 3, 4$ ； $k = 1, 3$ ；

[0040] $a = x_i^{MC} / \|X_i^{MC}\|_2$, $b = y_i^{MC} / \|X_i^{MC}\|_2$, $c = z_i^{MC} / \|X_i^{MC}\|_2$ ；

[0041] D 为激光跟踪仪反射靶球直径；

[0042] (2) 确定十字搜索点中竖直搜索点 X_{ijk}^S 满足如下条件：

$$[0043] \quad X_{ij2}^S = jDg\left(\frac{X_{ij1}^S - X_{ij3}^S}{\|X_{ij1}^S - X_{ij3}^S\|_2}\right) \times \left(X_i^{MC} / \|X_i^{MC}\|_2\right)$$

$$[0044] \quad X_{ij4}^S = -jDg\left(\frac{X_{ij1}^S - X_{ij3}^S}{\|X_{ij1}^S - X_{ij3}^S\|_2}\right) \times \left(X_i^{MC} / \|X_i^{MC}\|_2\right)$$

[0045] (3) 依照 $i \rightarrow j \rightarrow k$ 的顺序, 控制激光跟踪仪在坐标 X_i^{MC} 周围区域实施十字螺旋运动, 当激光光束落入定位测量点处靶球反射面域内时, 激光跟踪仪将激光光束对准至靶球中心；

[0046] (4) 测量获得定位测量点精确测量坐标 X_i^{MR} 。

[0047] 本发明与现有技术相比, 其显著优点为：1) 本发明采用先进的激光测量技术, 提高了飞机装配测量精度；2) 本发明的测量过程无需人工引光, 依据算法实现对接装配过程全自动搜寻测量, 极大地提高了工作效率和测量精度, 降低了工人的工作强度。

[0048] 下面结合附图对本发明作进一步详细描述。

附图说明

[0049] 图 1 为飞机部件对接定位测量点自动测量示意图。

[0050] 图 2 为飞机部件、工艺接头、定位器关系图。

具体实施方式

[0051] 基于激光跟踪仪的飞机部件对接过程中定位点的测量方法, 包括以下步骤：

[0052] 步骤 1、在飞机部件对接现场所在位置, 选取 TB 或 ERS 点做为公共观测点, 所述公共观测点能够被激光跟踪仪测量到, 该公共观测点的数量大于 7；

[0053] 步骤 2、利用激光跟踪仪测量公共观测点坐标, 获得这些点在激光跟踪仪测量坐标系下的测量坐标 X_i^M ；

[0054] 步骤3、结合公共观测点的目标坐标 X_i^T 和测量坐标 X_i^M ,确定激光跟踪仪测量坐标系与飞机部件全局坐标系的映射关系 ;具体为 :

[0055] (1) 激光跟踪仪测量坐标系与全局坐标系之间映射的转换模型函数为 :

[0056]
$$X_i^T = AX_i^M + X^0 \tag{1}$$

[0057] 其中映射矩阵 $A = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & s\phi s\theta c\psi + c\phi \sin\psi & -\cos\phi \cos\psi \sin\theta + \sin\phi \sin\psi \\ -c\theta s\psi & -s\phi s\theta s\psi + c\phi c\psi & \cos\phi \sin\theta \sin\psi + \sin\phi \cos\psi \\ s\theta & -s\phi c\theta & \cos\phi \cos\theta \end{bmatrix}; i = 1, 2, \dots,$

[0058] n ; n 为飞机部件定位测量点数, ϕ 、 θ 、 ψ 为欧拉角, X^0 为激光跟踪仪测量坐标系原点在全局坐标系下的值 ;

[0059] (2) 以阻尼最小二乘法为基础,将式 (1) 转化为

[0060]
$$\begin{cases} f_1(x_1, x_2, \dots, x_n) = 0 \\ \dots \\ f_m(x_1, x_2, \dots, x_n) = 0 \end{cases} \tag{2}$$

[0061] 简化为 $f(x) = 0$;

[0062] (3) 使用迭代法求解上述方程,最终获得矩阵 A 及 X^0 :

[0063]
$$\begin{cases} \mathbf{x}_{k+1} = \mathbf{x}_k + P_k \\ (Df(\mathbf{x}_k))^T Df(\mathbf{x}_k) + \mu I P_k = -Df(\mathbf{x}_k)^T f(\mathbf{x}_k) \end{cases} \tag{3}$$

[0064] 其中 : $Df(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1(x_0)}{\partial x_1} & \frac{\partial f_1(x_0)}{\partial x_2} & \dots & \frac{\partial f_1(x_0)}{\partial x_n} \\ \frac{\partial f_2(x_0)}{\partial x_1} & \frac{\partial f_2(x_0)}{\partial x_2} & \dots & \frac{\partial f_2(x_0)}{\partial x_n} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \frac{\partial f_m(x_0)}{\partial x_1} & \frac{\partial f_m(x_0)}{\partial x_2} & \dots & \frac{\partial f_m(x_0)}{\partial x_n} \end{bmatrix}$

[0065] 式中 : P_k 为计算步长、 $Df(x)$ 为 $f(x)$ 的 Jacobi 矩阵 ; μ 为阻尼值 ; I 为单位矩阵。

[0066] 步骤4、将飞机部件通过工艺接头固定在定位器上 ;

[0067] 步骤5、根据工艺接头球心已知理论坐标 X_i^{BT} 确定工艺接头球心坐标 X_i^{BC} ,之后根据工艺接头球心坐标 X_i^{BC} 确定飞机部件上的定位测量点的当前计算全局坐标 X_i^{PC} ;具体为 :

[0068] (1) 构建飞机部件空间位姿旋转方程 :

[0069]
$$X_i^{BC} = A'X_i^{BT} + X^P \tag{4}$$

[0070] 其中 A' 为旋转矩阵,结构与 A 一致 ; X_i^{BT} 为工艺接头球心坐标已知理论位置 ; X^P 为飞机部件空间平移向量 ;

[0072] (2) 以阻尼最小二乘法为基础,将上式转化为

[0073]
$$\begin{cases} f_1(x_1, x_2, \dots, x_n) = 0 \\ \dots \\ f_m(x_1, x_2, \dots, x_n) = 0 \end{cases}$$

[0074] 简化为 $f(x) = 0$;

[0075] (3) 使用公式 (3) 迭代求解, 最终确定旋转矩阵 A' 和平移向量 X^P ;

$$[0076] \begin{cases} \mathbf{x}_{k+1} = \mathbf{x}_k + P_k \\ (Df(\mathbf{x}_k))^T Df(\mathbf{x}_k) + \mu I) P_k = -Df(\mathbf{x}_k)^T f(\mathbf{x}_k) \end{cases}$$

$$[0077] \text{ 其中: } Df(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1(x_0)}{\partial x_1} & \frac{\partial f_1(x_0)}{\partial x_2} & \dots & \frac{\partial f_1(x_0)}{\partial x_n} \\ \frac{\partial f_2(x_0)}{\partial x_1} & \frac{\partial f_2(x_0)}{\partial x_2} & \dots & \frac{\partial f_2(x_0)}{\partial x_n} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial f_m(x_0)}{\partial x_1} & \frac{\partial f_m(x_0)}{\partial x_2} & \dots & \frac{\partial f_m(x_0)}{\partial x_n} \end{bmatrix}$$

[0078] 式中: P_k 为计算步长、 $Df(x)$ 为 $f(x)$ 的 Jacobi 矩阵; μ 为阻尼值; I 为单位矩阵;

[0079] (4) 将飞机部件上的定位测量点的已知理论坐标 X_i^{PT} 带入式 (5), 获得飞机部件上的定位测量点在全局坐标系下的计算坐标 X_i^{PC} ;

$$[0080] X_i^{PC} = A' X_i^{PT} + X^P \quad (5)$$

[0081] 步骤 6、根据步骤 5 中的在全局坐标系下的计算坐标 X_i^{PC} , 确定定位测量点在激光跟踪仪测量坐标系下的测量坐标 X_i^{MC} ; 具体为:

[0082] (1) 根据公式 $X_i^T = AX_i^M + X^O$ 构建成下述方程:

$$[0083] AX_i^{MC} = X_i^{PC} - X^O \quad (6)$$

[0084] (2) 通过解线性方程组, 得到 X_i^{MC} 。

[0085] 步骤 7、调整激光跟踪仪控制器的测量头, 使其旋转定位至坐标 X_i^{MC} 所在方向;

[0086] 步骤 8、利用激光跟踪仪在坐标 X_i^{MC} 周围区域实施十字螺旋搜索, 搜索到定位测量点处靶球后, 对其进行测量, 获得定位测量点精确测量坐标 X_i^{MR} , 之后继续进行搜索, 直至所有的定位测量点都被测量完毕为止; 具体为:

[0087] (1) 确定十字搜索点中平行搜索点 X_{ijk}^S 满足如下条件:

$$[0088] \begin{cases} a(x - x_i^{MC}) + b(y - y_i^{MC}) + c(z - z_i^{MC}) = 0 \\ (x - x_i^{MC})^2 + (y - y_i^{MC})^2 + (z - z_i^{MC})^2 = jD \\ z = z_i^{MC} \end{cases} \quad (7)$$

[0089] 其中 $X_i^{MC} = (x_i^{MC}, y_i^{MC}, z_i^{MC})$;

[0090] i 为测量点次序; $j = 1, 2, 3, 4$; $k = 1, 3$;

[0091] $a = x_i^{MC} / \|X_i^{MC}\|_2$, $b = y_i^{MC} / \|X_i^{MC}\|_2$, $c = z_i^{MC} / \|X_i^{MC}\|_2$;

[0092] D 为激光跟踪仪反射靶球直径;

[0093] (2) 确定十字搜索点中竖直搜索点 X_{ijk}^S 满足如下条件:

$$[0094] X_{ij2}^S = jDg\left(\frac{X_{ij1}^S - X_{ij3}^S}{\|X_{ij1}^S - X_{ij3}^S\|_2}\right) \times \left(X_i^{MC} / \|X_i^{MC}\|_2\right)$$

$$[0095] X_{ij4}^S = -jDg\left(\frac{X_{ij1}^S - X_{ij3}^S}{\|X_{ij1}^S - X_{ij3}^S\|_2}\right) \times \left(X_i^{MC} / \|X_i^{MC}\|_2\right)$$

[0096] (3) 依照 $i \rightarrow j \rightarrow k$ 的顺序, 控制激光跟踪仪在坐标 X_i^{MC} 周围区域实施十字螺旋运动, 当激光光束落入定位测量点处靶球反射面域内时, 激光跟踪仪将激光光束对准至靶球

中心；

[0097] (4) 测量获得定位测量点精确测量坐标 X_i^{MR} 。

[0098] 步骤 9、确定各定位测量点在全局坐标系下的当前坐标 X_i^{PR} ；

[0099] 步骤 10、依据当前定位测量点坐标确定飞机部件与理论位置的差异，之后通过柔性定位系统调整飞机部件姿态，之后返回步骤 5。

[0100] 下面结合实施例对本发明做进一步详细的描述：

[0101] 如图 1 所示，基于激光跟踪仪的飞机部件对接过程中定位点的测量方法包括如下步骤：

[0102] 1) 在飞机部件 1 对接现场所在地面上，依据需要，选取多个 TB 或 ERS

[0103] 点做为公共观测点 3a-3i，并确保这些点都能够被激光跟踪仪测量到；

[0104] 为保证测量场构建精度，公共观测点应大于 7 个；

[0105] 2) 利用激光跟踪仪 2 测量公共观测点坐标，获得这些点在激光跟踪仪测量坐标系下测量坐标 X_i^M ；

[0106] 3) 根据公共观测点的已有的理论坐标 X_i^T ，结合测量坐标 X_i^M ，完成激光跟踪仪测量坐标系 4 与飞机部件全局坐标系 5 的相互映射。后续激光跟踪仪测到的测量点信息将依据上述映射关系自动转换为全局坐标系下的坐标；

[0107] 4) 如图 2，飞机部件通过固连于其上的工艺接头 6 被放置到飞机部件定位系统中相应的定位器顶端上的支撑球窝 7d 内；

[0108] 5) 由数控系统获得工艺接头球心坐标 X_i^{BC} ；

[0109] 6) 依据工艺接头球心坐标 X_i^{BC} ，计算获得飞机部件上的定位测量点 1a-1d 的当前计算全局坐标 X_i^{PC} ；

[0110] 7) 根据当前计算全局坐标 X_i^{PC} ，计算定位测量点在激光跟踪仪测量坐标系下的当前计算测量坐标 X_i^{MC} ；

[0111] 8) 将当前计算测量坐标 X_i^{MC} 发送给激光跟踪仪控制器，测量头自动旋转定位至坐标 X_i^{MC} 所在方向；

[0112] 9) 控制激光跟踪仪，在坐标 X_i^{MC} 周围区域实施十字螺旋搜索；搜索到放置在定位测量点处靶球后，激光跟踪仪自动实施测量，获得定位测量点精确测量坐标 X_i^{MR} ；

[0113] 10) 如此往复，直至所有的定位测量点都被测量完毕。

[0114] 11) 计算并获得各定位测量点在全局坐标系下的当前坐标 X_i^{PR} 。

[0115] 12) 数控系统依据当前定位测量点坐标计算飞机部件与理论位置的差异，通过定位器 7a-7c 调整飞机部件姿态；

[0116] 13) 部件位姿调整完毕后，回到步骤 5) 重新执行，实施新一轮的飞机部件对接过程中的定位点自动搜寻测量。

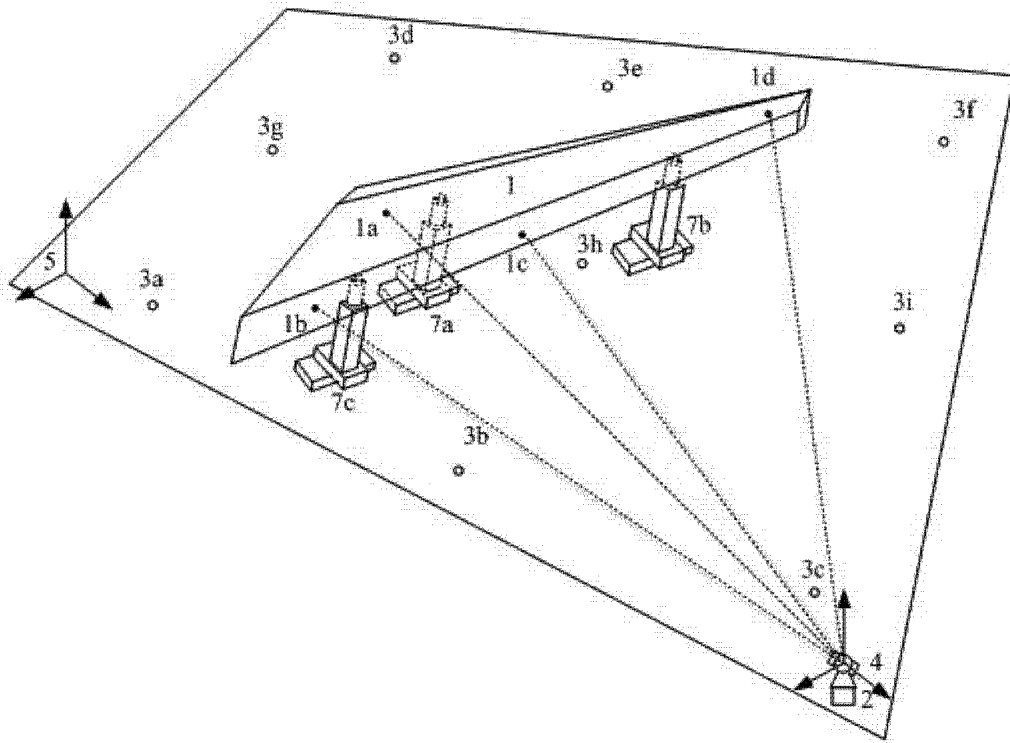


图 1

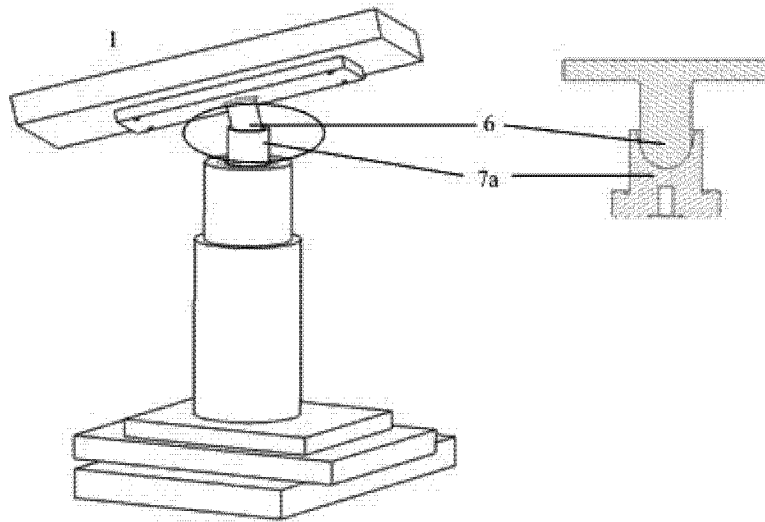


图 2