



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 112307562 B

(45) 授权公告日 2022.03.01

(21) 申请号 202011188883.5
 (22) 申请日 2020.10.30
 (65) 同一申请的已公布的文献号
 申请公布号 CN 112307562 A
 (43) 申请公布日 2021.02.02
 (73) 专利权人 泉州装备制造研究所
 地址 362000 福建省泉州市台商投资区洛
 阳镇上浦村吉贝511号
 (72) 发明人 梅标 杨永泰
 (74) 专利代理机构 杭州天勤知识产权代理有限
 公司 33224
 代理人 何彬
 (51) Int. Cl.
 G06F 30/15 (2020.01)
 G06F 30/20 (2020.01)
 G06F 119/08 (2020.01)
 G06F 119/14 (2020.01)

(56) 对比文件
 CN 101456452 A, 2009.06.17
 CN 105222724 A, 2016.01.06
 CN 106840106 A, 2017.06.13
 CN 109373898 A, 2019.02.22
 CN 101362513 A, 2009.02.11
 CN 104985298 A, 2015.10.21
 CN 106528918 A, 2017.03.22
 CN 106354896 A, 2017.01.25
 US 2017178358 A1, 2017.06.22
 CN 106777656 A, 2017.05.31
 EP 3714794 A1, 2020.09.30
 WO 2010019276 A2, 2010.02.18
 US 2018222049 A1, 2018.08.09
 KR 102015796 B1, 2019.08.29
 杜丽.《采用模糊区间分析的柔性航空结构
 件装配偏差预测》.《浙江大学学报(工学)》
 .2019, (续)

审查员 王艳丽

权利要求书2页 说明书7页 附图2页

(54) 发明名称
 综合热变形与重力变形的大型飞机上复杂
 部件的装配方法

(57) 摘要
 本发明涉及一种综合热变形与重力变形的大型飞机上复杂部件的装配方法,属于大型飞机的制造技术领域。该方法的调姿定位步骤包括:
 (1) 将复杂部件与其三维模型上的关键特征离散成关键特征点集;(2) 获取二者上关键特征点的坐标值;(3) 基于装配环境温度,利用有限元分析模型计算温度和重力作用所造成的关键特征点的坐标偏差;(4) 基于所获取的坐标偏差,对从复杂部件上关键特征点的坐标值进行修正;(5) 基于经修正之后的复杂部件上关键特征点的坐标值与三维模型上的关键特征点的坐标值,计算出用于将复杂部件调姿定位至目标位姿的位姿协调矩阵T。该方法能有效提高大型飞机上复杂部件的装配效率与精度,可广泛应用于大型飞机的制

造技术领域。



CN 112307562 B

[接上页]

(56) 对比文件

朱绪胜等.《基于关键装配特性的大型零部件最佳装配位姿多目标优化算法》.《航空学报》.2012, (第09期),

Biao Mei等.《Variation modeling and

analysis with interval approach for the assembly of compliant aeronautical structures》.《Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers》.2019,948-959.

1. 一种综合热变形与重力变形的大型飞机上复杂部件的装配方法,包括调姿定位步骤与安装固定步骤,其特征在于,所述调姿定位步骤包括以下步骤:离散处理步骤,将所述复杂部件与其三维模型上的关键特征离散成关键特征点集;坐标测量步骤,获取所述复杂部件与将经调姿定位达到目标位姿状态下的所述三维模型上关键特征点的坐标值;仿真求解步骤,基于所述三维模型与当前装配环境温度,利用有限元分析模型计算装配环境温度和重力作用所造成的关键特征点的坐标偏差;参数修正步骤,基于所述仿真求解步骤所获取的坐标偏差,对从所述复杂部件上测得的关键特征点坐标值进行修正;计算步骤,基于经修正之后的复杂部件上关键特征点的坐标值与所述三维模型上的关键特征点的坐标值,计算出用于将所述复杂部件调姿定位至所述目标位姿的位姿调整矩阵T;

所述计算出用于将所述复杂部件调姿定位至所述目标位姿的位姿调整矩阵T的步骤包括以下步骤:(1)、基于三维点匹配原理,采用最小二乘法,构建所述复杂部件与所述三维模型上关键特征点对的位姿调整优化模型J,

$$J = \sum_{i=1}^n \left\| \mathbf{KCs}^{datum} - (\mathbf{R} * \mathbf{KCs}^{measured} + \mathbf{P}) \right\|^2$$

其中,n为所离散出关键特征点对的数量,R与P对应地为位姿调整矩阵T的旋转分量与平移分量, $\mathbf{KCs}^{measured}$ 为装配坐标系下且经修正之后的所述复杂部件上关键特征点的坐标值, \mathbf{KCs}^{datum} 为装配坐标系下所述三维模型上关键特征点坐标的坐标值;(2)、融合线性SVD和非线性L-M算法,对所述位姿调整优化模型J进行求解,获取最优位姿调整矩阵T。

2. 根据权利要求1所述的装配方法,其特征在于:在所述仿真求解步骤中,先利用线性SVD算法对所述位姿调整优化模型J进行求解,获取最优位姿调整矩阵T,预估出所述位姿调整矩阵T的预估值;再以所述预估值为初始值,融合线性SVD和非线性L-M算法,对所述位姿调整优化模型J进行求解。

3. 根据权利要求1所述的装配方法,其特征在于:按照预设重要性对不同关键特征点对赋予权重,获取经修正之后的位姿调整优化模型J1:

$$J_1 = \sum_{i=1}^n \omega_i \left\| \mathbf{KCs}_i^{datum} - f(\mathbf{KCs}_i^{measured}, \mathbf{S}) \right\|^2,$$

其中,六元组 $\mathbf{S} = [X, Y, Z, A, B, C]$,X,Y,Z为平移分量P的参数,A,B,C为用ZYX欧拉角参数表征的旋转分量R的参数; $f(\mathbf{KCs}_i^{measured}, \mathbf{S})$ 以六元组 \mathbf{S} 与坐标值 $\mathbf{KCs}_i^{measured}$ 为参数的函数, ω_i 为第i个关键特征点对的权重。

4. 根据权利要求1至3任一项权利要求所述的装配方法,其特征在于:在所述参数修正步骤中,基于下式计算经修正之后的所述复杂部件上关键特征点的坐标值 $\mathbf{KCs}^{measured}$;

$$\mathbf{KCs}^{measured} = \mathbf{KCs}_0^{measured} - (\Delta \mathbf{KCs}_T^{measured} + \Delta \mathbf{KCs}_G^{measured});$$

其中, $\mathbf{KCs}_0^{measured}$ 为对所述复杂部件上关键特征点坐标的直接测量值, $\Delta \mathbf{KCs}_T^{measured}$ 为仿真获得由装配环境温度所造成的坐标值偏差, $\Delta \mathbf{KCs}_G^{measured}$ 为仿真获得由重力所造成的坐标值偏差。

5. 根据权利要求1至3任一项权利要求所述的装配方法,其特征在于:所述复杂部件为壁板,基于多台沿所述壁板的展向间隔预定间距布置的数控调姿定位装置进行调节,所述数控调姿定位装置包括用于与设于所述壁板的外板面上的支撑球头构成球头铰接的球头锁紧机构。

6. 根据权利要求5所述的装配方法,其特征在于,所述调姿定位步骤包括以下步骤:基于公式 $JPs^{desired} = T * JPs^{current}$ 计算用于将飞机结构调整至所述目标位姿时各数控调整定位装置上支撑球头的球心坐标 $JPs^{desired}$, $JPs^{current}$ 为装配坐标系下各数控调整定位装置上支撑球头的球心坐标的测量值。

7. 根据权利要求6所述的装配方法,其特征在于:若所述壁板与同一数控调姿定位装置耦接的支撑球头数量为两个以上,则将该两个以上的支撑球头的固连位置中心连线及其延长线上的多个点作为所述关键特征点;若所述壁板与同一数控调姿定位装置耦接的支撑球头数量为一个上,则至少将该支撑球头的固连位置中心点作为所述关键特征点。

综合热变形与重力变形的大型飞机上复杂部件的装配方法

技术领域

[0001] 本发明涉及大型飞机的装配技术领域,具体地说,涉及一种用于对大型飞机上复杂部件进行装配的方法,并在该装配过程中综合了热变形与重力变形。

背景技术

[0002] 在大型飞机的装配过程中,尤其是其上复杂结构部件的装配过程,由于尺寸较大而导致其在安装过程中,需要进行反复调整和修配,才能达到安装精度要求。针对该技术问题,在公开号为CN107263044A的专利文献公开了一种考虑热变形因素的大型飞机外翼翼盒装配系统的设计方法,及在公开号为CN107052750A的专利文献中公开了一种前缘组件的调姿定位系统;在这些现有技术中,基于对安装工装结构进行改进,以期解决飞机上大尺寸部件在安装过程中与其定位工装之间所存在的热变形协调的问题,例如对翼盒前缘组件、后缘组件、翼根肋等大尺寸部件的定位安装。

[0003] 在上述方案中,基于对工装结构的改进,虽然能解决部件与工装之间的热变形协调的问题,但大型飞机在现场安装的过程中,仍存在热变形与重力变形所生产的测量坐标值偏差的问题,尤其是对单个部件或位姿协调时的第一个部件(即后续部件安装过程所参照的基准部件)进行调姿定位的过程,加上大型飞机上需调姿定位的单个部件或基准部件通常为复杂结构部件,热变形与重力变形对其安装精度与效率将造成严重的影响,例如,采用公开号为CN107471171A的专利文献所公开的数控调姿定位装置对壁板这种大型构件进行调姿定位的过程,通常需要进行多次调整与修配。

发明内容

[0004] 本发明的主要目的是提供一种综合热变形与重力变形的大型飞机上复杂部件的装配方法,以提高大型飞机上复杂结构部件的安装精度与装配效率。

[0005] 为了实现上述主要目的,本发明提供的综合热变形与重力变形的大型飞机上复杂部件的装配方法包括调姿定位步骤与安装固定步骤,该调姿定位步骤包括以下步骤:

[0006] 离散处理步骤,将复杂部件与其三维模型上的关键特征离散成关键特征点集;

[0007] 坐标测量步骤,获取复杂部件与经调姿定位至目标位姿后的三维模型上关键特征点的坐标值;

[0008] 仿真求解步骤,基于三维模型与当前装配环境温度,利用有限元分析模型计算装配环境温度和重力作用所造成的关键特征点的坐标偏差;

[0009] 参数修正步骤,基于仿真求解步骤所获取的坐标偏差,对从复杂部件上测得的关键特征点坐标值进行修正;

[0010] 计算步骤,基于经修正之后的复杂部件上关键特征点的坐标值与三维模型上的关键特征点的坐标值,计算出用于将复杂部件调姿定位至目标位姿的位姿协调矩阵T。

[0011] 基于上述技术方案,通过利用仿真计算出温度与重力所造成坐标偏差,并利用该坐标偏差对复杂部件上的关键特征点坐标进行修正,即将现有坐标测量值中剔除重力与温

度所造成的影响偏差,即利用已经大致剔除重力影响与温度影响之后的坐标偏差求解位姿协调矩阵T,所获得位姿协调矩阵T能更好地与三维模型中目标位姿相匹配,从而有效地消除热变形和重力变形导致的关键特征点坐标测量值与三维模型之间的非线性,有助于实现准确、高效的大型飞机复杂结构调姿定位。

[0012] 具体的方案为上述计算出用于将复杂部件调姿定位至目标位姿的位姿协调矩阵T的步骤包括以下步骤:

[0013] (1)、基于三维点匹配原理,采用最小二乘法,构建复杂部件与三维模型上管件特征点对的位姿协调优化模型J,

$$[0014] \quad J = \sum_{i=1}^n \left\| \mathbf{KCs}^{datum} - (\mathbf{R} * \mathbf{KCs}^{measured} + \mathbf{P}) \right\|^2$$

[0015] 其中,n为所离散出关键特征点对的数量,R与P对应地为位姿协调矩阵T的旋转分量与平移分量, $\mathbf{KCs}^{measured}$ 为装配坐标系下且经修正之后的复杂部件上关键特征点的坐标值, \mathbf{KCs}^{datum} 为装配坐标系下三维模型上关键特征点坐标的坐标值;

[0016] (2)、融合线性SVD和非线性L-M算法,对位姿协调优化模型J进行求解,获取最优位姿协调矩阵T。

[0017] 基于三维点匹配原理,采用最小二乘法所构建复杂部件与三维模型上管件特征点对的位姿协调优化模型J,能有效地消除复杂部件上所存在的装配偏差、测量不确定度等因素影响,进一步提高装配精度与效率。

[0018] 更具体的方案为在函数求解步骤中,先利用线性SVD算法对位姿协调优化模型J进行求解,获取最优位姿协调矩阵T,预估出位姿协调矩阵T的预估值;再以预估值为初始值,融合线性SVD和非线性L-M算法,对位姿协调优化模型J进行求解。利用线性SVD先求解初始值,能有效在精确求解过程中的收敛速度。

[0019] 优选的方案为按照预设重要性对不同关键特征点对赋予权重,获取经修正之后的位姿协调优化模型J:

$$[0020] \quad J = \sum_{i=1}^n \omega_i \left\| \mathbf{KCs}_i^{datum} - f(\mathbf{KCs}_i^{measured}, \mathbf{S}) \right\|^2$$

[0021] 其中,六元组 $\mathbf{S} = [X, Y, Z, A, B, C]$,X,Y,Z为平移分量P的参数,A,B,C为用ZYX欧拉角参数表征的旋转分量R的参数; $f(\mathbf{KCs}_i^{measured}, \mathbf{S})$ 以六元组 \mathbf{S} 与坐标值 $\mathbf{KCs}^{measured}$ 为参数的函数, ω_i 为第i个关键特征点对的权重。

[0022] 通过对不同关键特征点对赋予不同的权重,即给一些重要位置处赋予较高权重,例如发送机悬挂位置处等,以使计算结构更符合实际装配情况,进一步地提高装配效率与精度。

[0023] 优选的方案为在参数修正步骤中,基于下式计算经修正之后的复杂部件上关键特征点的坐标值 $\mathbf{KCs}^{measured}$;

$$[0024] \quad \mathbf{KCs}^{measured} = \mathbf{KCs}_0^{measured} - (\Delta \mathbf{KCs}_T^{measured} + \Delta \mathbf{KCs}_G^{measured});$$

[0025] 其中, $\mathbf{KCs}_0^{measured}$ 为对复杂部件上关键特征点坐标的直接测量值, $\Delta \mathbf{KCs}_T^{measured}$ 为仿真获得由装配环境温度所造成的坐标值偏差, $\Delta \mathbf{KCs}_G^{measured}$ 为仿真获得由装重力所造成

的坐标值偏差。

[0026] 优选的方案为复杂部件为壁板,基于多台沿壁板的航向间距预定间距布置的数控调姿定位装置进行调节,数控调姿定位装置包括用于与设于壁板的外板面上的支撑球头构成球头铰接的球头锁紧机构。

[0027] 进一步的方案为调姿定位步骤包括以下步骤:基于公式 $JPs^{desired}=T*JPs^{current}$ 计算用于将飞机结构调整至目标位姿时各数控调整定位装置上支撑球头的球心坐标 $JPs^{desired}$, $JPs^{current}$ 为装配坐标系下各数控调整定位装置上支撑球头的球心坐标的测量值。

[0028] 进一步的方案为若壁板与同一数控调姿定位装置耦接的支撑球头数量为两个以上,则将该两个以上的支撑球头的固连位置中心连线及其延长线上的多个点作为关键特征点;若壁板与同一数控调姿定位装置耦接的支撑球头数量为一个上,则至少将该支撑球头的固连位置中心点作为关键特征点。在确保计算结构精度的前提下,尽量简化求解过程。

[0029] 优选的方案为按照装配工艺规范,在相对周边区域精度要求较高的安装位置上布置关键特征点。

附图说明

[0030] 图1为本发明实施例中调姿定位步骤的工作流程图;

[0031] 图2为本发明实施例中飞机复杂部件上关键特征点的位置示意图。

具体实施方式

[0032] 以下结合实施例及其附图对本发明作进一步说明。

[0033] 在下述实施例中,以对大型飞机的壁板进行装配中调姿定位的过程为例进行示范性说明,对于该装配方法,还可适用于大型飞机上其他需要安装的基准部件的装配,例如机身对接装配中第一个进行调姿定位的机身段。

[0034] 实施例

[0035] 在本实施例中,本发明装配方法用于对如图1所示的大型飞机壁板01进行装配,其中,对该壁板01在装配过程中进行调姿定位的装置采用本申请人申请且公开号为CN107471171A的专利文献所公开的数控调姿定位装置进行调节,具体为利用沿该壁板01的展向间隔预定间距布置的多台数控调姿定位装置进行调节;参照该专利文献的附图所公开的具体结构,该调姿定位装置具体包括底座,通过导轨滑块机构可滑动地安装在该底座上的滑台支柱,输出端相平行布置地安装在该滑台支柱上的一台以上的三坐标数控定位器;该输出端上固设有用于与设于壁板上的支撑球头构成球头铰接机构的球头锁紧器。

[0036] 本发明装配方法包括调姿定位步骤与安装固定步骤,如图2所示,该调姿定位步骤包括离散处理步骤S1、坐标测量步骤S2、仿真求解步骤S3、参数修正步骤S4、计算步骤S5与执行步骤S6,具体过程如下:

[0037] 离散处理步骤S1,将复杂部件与其三维模型上的关键特征离散成关键特征点集。

[0038] 在本实施例中,对复杂部件壁板01上关键特征点选取的过程,主要参照以下规则:

[0039] (1) 若壁板01与同一数控调姿定位装置相耦接的支撑球头数量为两个以上,则以该两个以上的支撑球头的固连位置中心连线及该连线的延长线上的多个点作为关键特征点;例如,在公开号为CN107471171A的专利文献中,位于翼根端的三个数控调姿定位装置均

有两个支撑球头与壁板01固连,则以该两个支撑球头与壁板的固连位置的中心连线,及该连线的延长线上的多个点作为关键特征点,具体为采用均匀布置的方式进行选取。

[0040] (2) 若壁板与同一数控调姿定位装置耦接的支撑球头数量为一个上,则至少将该支撑球头的固连位置中心点作为关键特征点。例如,在公开号为CN107471171A的专利文献中,位于翼梢端的两个数控调姿定位装置均只有一个支撑球头与壁板01固连,则至少需要将该支撑球头与壁板的连接中心点作为关键特征点,也可将与翼根三处关键特征点的连线方向相平行或壁板固持工装的轮廓线方向,且经过该连接中心点的直线上的多个点为关键特征点,具体为采用均匀布置的方式进行选取。

[0041] (3) 按照装配工艺规范,相对其他位置而言,对于热变形锚点、发动机安装位置等位置处精度要求较高的位置,也需设置关键特征点。

[0042] 如图1所示,本实施例共选取5列,共计16个关键特征点1。

[0043] 坐标测量步骤S2,获取复杂部件与经调姿定位至目标位姿后的三维模型上关键特征点的坐标值。

[0044] 对于复杂部件壁板01上关键特征点的坐标值的获取,为采用激光跟踪测量系统进行测量,获取坐标值 $KCs_0^{measured}$,而对作为调姿基准的三维模型为基于设计软件所获取,获取坐标值 KCs^{datum} 。

[0045] 在本实施例中,测量获取的壁板01上关键特征点的坐标值为基于该部件的局部坐标系下的测量值,为了后续计算方便,需要转换至装配坐标下的测量值,具体为采用公式 $KCs^{datum} = {}^W T_L * KCs_L^{datum}$ 进行转换,其中, KCs_L^{datum} 为待调姿飞机结构壁板在局部坐标系下的坐标值, KCs^{datum} 为装配坐标系下的坐标值, ${}^W T_L$ 是飞机结构壁板局部坐标系在装配坐标系中的数学描述。

[0046] 仿真求解步骤S3,基于三维模型与当前装配环境温度,利用有限元分析模型计算装配环境温度和重力作用所造成的关键特征点的坐标偏差。

[0047] 其中,装配环境温度由布设在装配车间内多个点上的温度传感器所获取,例如利用多个沿壁板展向间隔布置的温度传感器进行测量。

[0048] 参数修正步骤S4,基于仿真求解步骤所获取的坐标偏差,对从复杂部件上测得的关键特征点坐标值进行修正。

[0049] 在该步骤中,基于下式计算经修正之后的复杂部件上关键特征点的坐标值 $KCs^{measured}$;

$$[0050] \quad \mathbf{KCs}^{measured} = \mathbf{KCs}_0^{measured} - (\Delta \mathbf{KCs}_T^{measured} + \Delta \mathbf{KCs}_G^{measured});$$

[0051] 其中, $KCs_0^{measured}$ 为对复杂部件上关键特征点坐标的直接测量值, $\Delta \mathbf{KCs}_T^{measured}$ 为仿真获得由装配环境温度所造成的坐标值偏差, $\Delta \mathbf{KCs}_G^{measured}$ 为仿真获得由重力所造成的坐标值偏差,即用于计算的坐标值为无重力与温度影响情况的坐标测量值,即消除了相应的影响。

[0052] 计算步骤S5,基于经修正之后的复杂部件上关键特征点的坐标值与三维模型上的关键特征点的坐标值,计算出用于将复杂部件调姿定位至目标位姿的位姿协调矩阵T。具体包括以下步骤:

[0053] (1)、基于三维点匹配原理 (Arun K S. Least-squares fitting of two 3-D

point sets[J].IEEE Trans.pattern Anal.machine Intell,1987,9.),采用最小二乘法,构建复杂部件与三维模型上关键特征点对的位姿协调优化模型J:

$$[0054] \quad J = \sum_{i=1}^n \left\| \mathbf{KCs}^{\text{datum}} - (\mathbf{R} * \mathbf{KCs}^{\text{measured}} + \mathbf{P}) \right\|^2$$

[0055] 其中,n为所离散出关键特征点对的数量,R与P对应地为位姿协调矩阵T的旋转分量与平移分量, $\mathbf{KCs}^{\text{measured}}$ 为装配坐标系下且经修正之后的复杂部件上关键特征点的坐标值, $\mathbf{KCs}^{\text{datum}}$ 为装配坐标系下三维模型上关键特征点坐标的坐标值。

[0056] 在此步骤中,考虑待调姿的复杂部件壁板存在装配偏差、测量不确定度等因素后,对所有关键特征点对而言,位姿协调矩阵并不精确一致,而基于协调优化模型J,而尽量消除装配偏差、测量不确定度等因素。

[0057] (2) 按照预设重要性对不同关键特征点对赋予权重,获取经修正之后的位姿协调优化模型J:

$$[0058] \quad J = \sum_{i=1}^n \omega_i \left\| \mathbf{KCs}_i^{\text{datum}} - f(\mathbf{KCs}_i^{\text{measured}}, \mathbf{S}) \right\|^2$$

[0059] 其中,六元组 $\mathbf{S} = [X, Y, Z, A, B, C]$,X,Y,Z为平移分量P的参数,A,B,C为用ZYX欧拉角参数表征的旋转分量R的参数; $f(\mathbf{KCs}_i^{\text{measured}}, \mathbf{S})$ 以六元组 \mathbf{S} 与坐标值 $\mathbf{KCs}^{\text{measured}}$ 为参数的函数,用于表征 $\mathbf{R} * \mathbf{KCs}^{\text{measured}} + \mathbf{P}$, ω_i 为第i个关键特征点对的权重。

[0060] 按照预设重要等级对各关键特征点对的权重进行人工赋值,以对位姿协调优化模型进行修正,例如,按照装配工艺规范,相对其他位置而言,热变形锚点、发动机安装位置等位置处精度要求较高,即对不同区域的精度要求不同,以在赋值过程中,精度要求越高的位置处的权重赋值越大。

[0061] (3)、融合线性SVD和非线性L-M算法,对位姿协调优化模型J进行求解,获取最优位姿协调矩阵T。

[0062] 其中,位姿协调矩阵T用于将待调姿的壁板从当前位姿调整至目标位姿,即三维模型中设计的位姿,即 $\mathbf{KCs}^{\text{datum}} = \mathbf{T} * \mathbf{KCs}^{\text{measured}}$ 。

[0063] 在函数求解步骤中,先利用线性SVD算法对位姿协调优化模型J进行求解,获取位姿协调矩阵T,预估出位姿协调矩阵T的预估值;再以预估值为初始值,融合线性SVD和非线性L-M算法,对位姿协调优化模型J进行求解。具体过程如下:

[0064] (1) 基于非迭代SVD算法计算的位姿协调参数 $\mathbf{S}_0 = [X_0, Y_0, Z_0, A_0, B_0, C_0]$ 。

[0065] (2) 调姿基准中的关键特征点坐标和待调姿飞机结构关键特征点坐标测量值的质心可分别表示为 $\mathbf{KCs}_c^{\text{datum}} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \mathbf{KCs}_i^{\text{datum}}$, $\mathbf{KCs}_c^{\text{measured}} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \mathbf{KCs}_i^{\text{measured}}$;

[0066] 并令 $\mathbf{KCs}_{i\text{-temp}}^{\text{datum}} = \mathbf{KCs}_i^{\text{datum}} - \mathbf{KCs}_c^{\text{datum}}$, $\mathbf{KCs}_{i\text{-temp}}^{\text{measured}} = \mathbf{KCs}_i^{\text{measured}} - \mathbf{KCs}_c^{\text{measured}}$ 。

[0067] 如果得到的位姿协调参数R和P为最小二乘解,则调姿基准中的关键特征点坐标 $\mathbf{KCs}_i^{\text{datum}}$ 与 $(\mathbf{R} * \mathbf{KCs}_i^{\text{measured}} + \mathbf{P})$ 在笛卡尔空间具有相同的质心,即

[0068] $\mathbf{KCs}_c^{\text{datum}} = \mathbf{R} * \mathbf{KCs}_c^{\text{measured}} + \mathbf{P}$ 。

[0069] 基于上述表示,将位姿协调模型J可简化为:

[0070]
$$J = \sum_{i=1}^n \left\| \mathbf{KCs}_{i-temp}^{datum} - \mathbf{R} * \mathbf{KCs}_{i-temp}^{measured} \right\|^2。$$

[0071] 对该式进行求解获得：

[0072]
$$J = \sum_{i=1}^n (\mathbf{KCs}_{i-temp}^{datum} - \mathbf{R} * \mathbf{KCs}_{i-temp}^{measured})^T (\mathbf{KCs}_{i-temp}^{datum} - \mathbf{R} * \mathbf{KCs}_{i-temp}^{measured})$$

$$= \sum_{i=1}^n \left[(\mathbf{KCs}_{i-temp}^{datum})^T \mathbf{KCs}_{i-temp}^{datum} + (\mathbf{KCs}_{i-temp}^{measured})^T \mathbf{KCs}_{i-temp}^{measured} - 2(\mathbf{KCs}_{i-temp}^{datum})^T \mathbf{R} * \mathbf{KCs}_{i-temp}^{measured} \right]$$

[0073] 因此，最小化目标函数J等价于最大化函数Q。

[0074]
$$K = \sum_{i=1}^n \left[(\mathbf{KCs}_{i-temp}^{datum})^T \mathbf{R} * \mathbf{KCs}_{i-temp}^{measured} \right] \leq tr(\mathbf{RQ})$$

[0075] 其中， $\mathbf{Q} = \mathbf{KCs}_{i-temp}^{measured} (\mathbf{KCs}_{i-temp}^{datum})^T。$

[0076] 对Q进行SVD分解：

[0077]
$$Q = \mathbf{U} \mathbf{D} \mathbf{V}^T$$

[0078] 其中，D为对角阵，U，V为标准正交矩阵，基于该式，可以根据下式计算旋转分量R：

[0079]
$$\mathbf{R} = \mathbf{V} \mathbf{U}^T$$

[0080] 并基于公式 $\mathbf{KCs}_c^{datum} = \mathbf{R} * \mathbf{KCs}_c^{measured} + \mathbf{P}$ 计算平移分量：

[0081]
$$\mathbf{P} = \mathbf{KCs}_c^{datum} - \mathbf{R} * \mathbf{KCs}_c^{measured}$$

[0082] 由旋转矩阵R和平移向量P构成的刚体运动学变换矩阵T可表示为六元组S。

[0083] (3) 可以将非迭代SVD算法计算的位姿协调参数 $S_0 = [X_0, Y_0, Z_0, A_0, B_0, C_0]$ 作为非线性最小二乘Levenberg-Marquard (L-M) 算法的初值，求解使的目标函数J最小的最优位姿协调参数 $S = [X, Y, Z, A, B, C]$ 。

[0084] L-M算法是梯度下降法和Gauss-Newton (G-N) 算法的融合，比G-N算法更加鲁棒。在L-M算法中，使用了修正的Hessian矩阵：

[0085]
$$H(S, \lambda) = 2J^T J + \lambda I$$

[0086] 其中，J是Jacobian矩阵，I是单位矩阵，λ是阻尼因子，在每一次迭代时进行调整。如果λ很小，H近似G-N Hessian矩阵。否则，H接近单位矩阵，L-M算法退化为梯度下降法。

[0087] L-M算法的步骤可简述如下：

[0088] ①令λ为0.001。

[0089] ②计算 $\delta S = -H(S, \lambda)^{-1} g$ ，其中，δS是估计的位姿协调参数六元组S的增量。在G-N算法中， $g = -2J^T J \delta S$ ，而在梯度下降法中， $g = -\lambda \delta S$ 。

[0090] ③当 $f(S_n + \delta S) > f(S_n)$ ， $\lambda = 10\lambda$ ，然后返回步骤②。

[0091] ④否则， $\lambda = 0.1\lambda$ ， $S_{n+1} = S_n + \delta S$ ，然后转到步骤②。

[0092] 执行步骤S6，基于所获取的位姿协调矩阵T，控制调姿定位装置对壁板的位姿进行调整。

[0093] 在本实施例中，具体为基于公式 $JPs^{desired} = T * JPs^{current}$ 计算用于将飞机结构调整至目标位姿时各数控调整定位装置上支撑球头的球心坐标 $JPs^{desired}$ ， $JPs^{current}$ 为装配坐标系下各数控调姿定位装置上支撑球头的球心坐标的测量值，即将获取位姿协调矩阵赋予各

数控调整定位装置上支撑球头上的位姿调整,从而有效地简化计算过程。

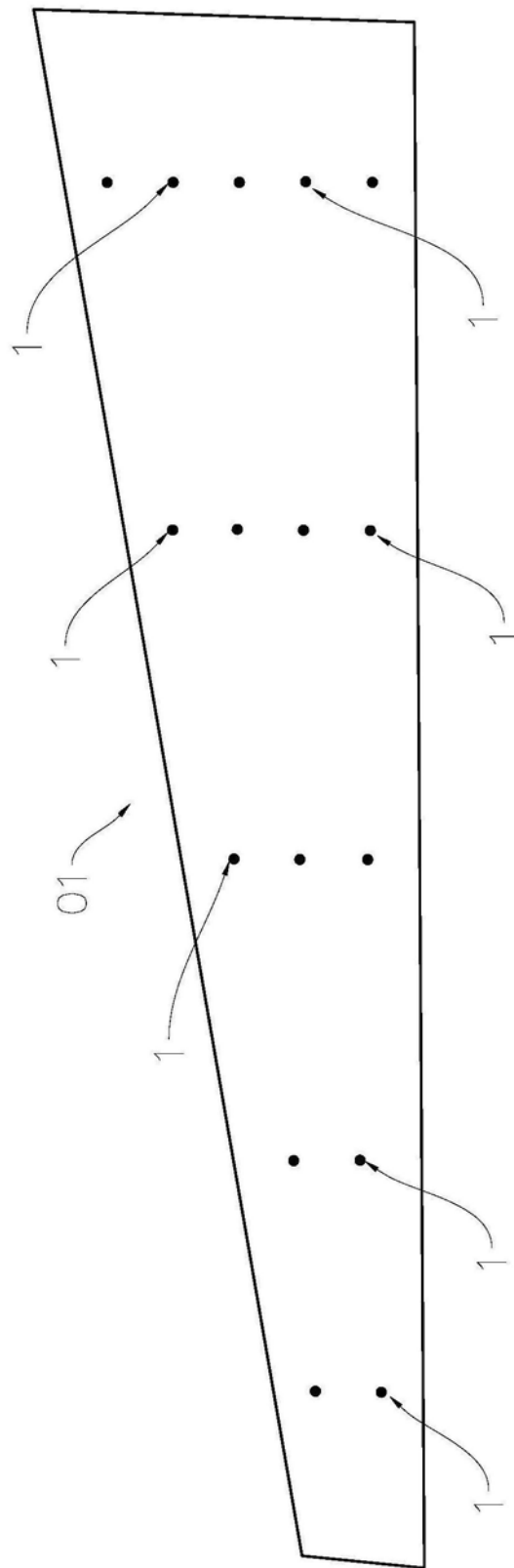


图1



图2