

[19] 中华人民共和国国家知识产权局

[51] Int. Cl.



# [12] 发明专利说明书

G05D 1/10 (2006.01)

G01C 21/34 (2006.01)

B64F 5/00 (2006.01)

专利号 ZL 200810161668.9

[45] 授权公告日 2009年12月2日

[11] 授权公告号 CN 100565406C

[22] 申请日 2008.9.19

[21] 申请号 200810161668.9

[73] 专利权人 浙江大学

地址 310027 浙江省杭州市浙大路 38 号

共同专利权人 成都飞机工业(集团)有限责任公司

[72] 发明人 柯映林 杨卫东 李江雄 余进海  
方强 毕运波 俞慈君 蒋君侠  
秦龙刚 贾叔仕 郭志敏 张斌

[56] 参考文献

CN1138194C 2004.2.11

JP2002-257576A 2002.9.11

US5769954A 1998.6.23

JP9-193064A 1997.7.29

大型刚体调姿系统最优时间轨迹规划. 张斌, 方强, 柯映林. 机械工程学报, 第 44 卷第 8 期. 2008

审查员 张凯

[74] 专利代理机构 杭州求是专利事务所有限公司

代理人 张法高

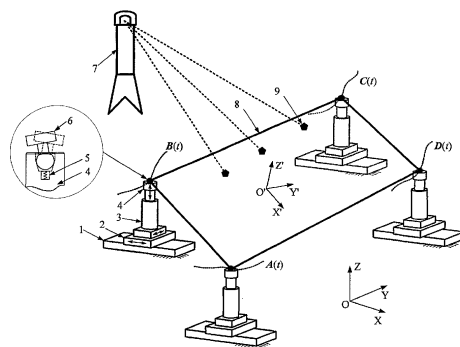
权利要求书 3 页 说明书 8 页 附图 1 页

[54] 发明名称

一种基于四个定位器的飞机部件位姿调整系统及方法

[57] 摘要

本发明公开了一种基于四个定位器的飞机部件位姿调整系统及方法。位姿调整系统包括四个三坐标定位器、球形工艺接头、待调整飞机部件、激光跟踪仪及靶标反射球,三坐标定位器包括底板,及从下而上依次设有的 X 向运动机构、Y 向运动机构、Z 向运动机构、位移传感器。位姿调整方法的步骤为:1) 建立全局坐标系 OXYZ, 计算出待调整飞机部件的当前位姿与目标位姿;2) 规划出待调整飞机部件从当前位姿到目标位姿的路径;3) 根据该路径生成定位器的各向运动机构的轨迹;4) 三个定位器协调运动, 实现位姿调整。本发明的优点在于:1) 可以实现对待调整飞机部件的支撑;2) 可以实现待调整飞机部件位置和姿态的自动调整;3) 可以实现待调整飞机部件位置和姿态的点动调整。



1. 一种基于四个定位器的飞机部件位姿调整系统，其特征在于包括 4 个三坐标定位器、球形工艺接头（6）、激光跟踪仪（7）、待调整飞机部件（8）、靶标反射球（9），由 4 个三坐标定位器通过球形工艺接头（6）支撑待调整飞机部件（8），在待调整飞机部件（8）安装有靶标反射球（9），采用激光跟踪仪（7）跟踪靶标反射球（9）的空间位置，三坐标定位器包括底板（1）、X 向运动机构（2）、Y 向运动机构（3）、Z 向运动机构（4）、位移传感器（5），在底板（1）上从下而上依次设有 X 向运动机构（2）、Y 向运动机构（3）、Z 向运动机构（4），在 Z 向运动机构（4）上端设有与球形工艺接头（6）相配合的圆锥面腔，圆锥面腔内装有位移传感器（5）。

2. 根据权利要求 1 所述的一种基于四个定位器的飞机部件位姿调整系统，其特征在于所述的待调整飞机部件（8）为框梁结构，球形工艺接头（6）安装在待调整飞机部件（8）的框梁上，待调整飞机部件（8）的重心位于四个定位器组成的四边形内。

3. 一种基于四个定位器的飞机部件位姿调整方法，其特征在于包括以下步骤：

1) 将待调整飞机部件（8）通过球形工艺接头（6）放置在 4 个三坐标定位器上，

2) 向激光跟踪仪（7）发送指令，令其在工作现场建立全局坐标系 OXYZ，并在待调整飞机部件（8）上固结一个局部坐标系 O'X'Y'Z'；

3) 采用局部坐标系原点 O'在全局坐标系 OXYZ 下的坐标表达待调整飞机部件（8）的位置，采用翻转、俯仰、侧倾表达待调整飞机部件（8）的姿态；

4) 在全局坐标系下计算出待调整飞机部件（8）的当前位姿与目标位姿；

5) 规划出待调整飞机部件（8）从当前位姿到目标位姿的路径；

6) 根据该路径生成定位器的各向运动机构的轨迹；

7) 根据定位器各向运动机构的轨迹，四个定位器协调运动，实现位姿调整；

8) 在线监测各定位器的位移传感器（5），根据位移传感器（5）读数对定位器各向运动机构的位置进行补偿。

4. 根据权利要求 3 所述的一种基于四个定位器的飞机部件位姿调整方法，其特征在于所述的向激光跟踪仪（7）发送指令，令其在工作现场建立全局坐标系 OXYZ，并在待调整飞机部件（8）上固结一个局部坐标系 O'X'Y'Z'步骤：

1) 在工作现场的地基上安装 6~8 个靶标反射球（9），其中 3~4 为一组，

指定全局坐标系的 X 轴方向, 另外 3~4 为一组, 指定全局坐标系的 Y 轴方向, 选定一个靶标反射球的球心作为坐标原点, 依照右手规则建立全局坐标系 OXYZ;

2) 在待调整飞机部件 (8) 上安装 3~10 个靶标反射球 (9), 靶标反射球的球心不在同一直线上, 测量靶标反射球的球心在全局坐标系 OXYZ 下的坐标, 与待调整飞机部件 (8) 的设计模型比对, 根据比对结果建立局部坐标系 O'X'Y'Z'。

5. 根据权利要求 3 所述的一种基于四个定位器的飞机部件位姿调整方法, 其特征在于所述的在全局坐标系下计算出待调整飞机部件 (8) 的当前位姿与目标位姿步骤:

1) 计算出当前或目标位姿下, 待调整飞机部件 (8) 局部坐标系原点 O'在全局坐标系 OXYZ 下的坐标, 表达待调整飞机部件 (8) 的当前或目标位置  $P = [P_x, P_y, P_z]^T$ ;

2) 令待调整飞机部件 (8) 局部坐标系的三个坐标轴从与全局坐标系各坐标轴重合的状态开始, 依次绕全局坐标系 X、Y、Z 轴旋转  $a$ 、 $b$ 、 $c$  弧度到达当前或目标姿态, 并以该角度序列表达待调整飞机部件 (8) 的当前或目标姿态  $RPY = [a, b, c]^T$ ;

3) 综合当前或目标位置、当前或目标姿态, 写出待调整飞机部件 (8) 的当前位姿或目标位姿  $L = [P_x, P_y, P_z, a, b, c]^T$ 。

6. 根据权利要求 3 所述的一种基于四个定位器的飞机部件位姿调整方法, 其特征在于所述的规划出待调整飞机部件 (8) 从当前位姿到目标位姿的路径步骤: 将路径处理为一次平移和一次旋转, 从当前位姿到达目标位姿。

7. 根据权利要求 3 所述的一种基于四个定位器的飞机部件位姿调整方法, 其特征在于所述的根据该路径生成定位器的各向运动机构的轨迹步骤:

1) 对于待调整飞机部件 (8) 的平移路径, 采用基于时间的 3~5 次多项式法规划位置调整量, 以使定位器的各向运动机构获得较好的动力学特性;

2) 对于待调整飞机部件 (8) 的旋转路径, 采用基于时间的 3~5 次多项式法规划角度调整量, 以使定位器的各向运动机构获得较好的动力学特性。

8. 根据权利要求 3 所述的一种基于四个定位器的飞机部件位姿调整方法, 其特征在于所述的在线监测各定位器的位移传感器 (5), 根据位移传感器 (5) 读数对定位器各向运动机构的位置进行补偿步骤:

1) 当某定位器位移传感器 (5) 读数为  $-0.05 \sim -0.1\text{mm}$  时, 中断位姿调整,

请求激光跟踪仪（7）重新检测待调整飞机部件（8）上各靶标反射球（9）球心的坐标，与待调整飞机部件（8）的设计模型比对，根据比对结果计算出球形工艺接头（6）的球心在全局坐标系下的坐标；

2) 各定位器各向运动机构任意时刻在全局坐标系下的位置都是确定的，与球形工艺接头（6）的球心的坐标相对应，当定位器位移传感器（5）的读数在 $-0.05\sim-0.1\text{mm}$ 时，该定位器的各向运动机构的位置与球形工艺接头（6）的球心坐标有误差，计算出误差量后，对该定位器各向运动机构的位置进行补偿，使得该定位器的位移传感器读数（5）在 $0\sim-0.05\text{mm}$ 区间内。

## 一种基于四个定位器的飞机部件位姿调整系统及方法

### 技术领域

本发明涉及一种基于四个定位器的飞机部件位姿调整系统及方法。

### 背景技术

在航空航天制造领域，为实现部件的对接装配，需要对飞机机身等大型刚体部件的位姿进行调整。飞机机身部件是一种独特的操作对象，其体积、质量大，位姿调整精度要求高，且不允许调整工装对机身表面或内部构件造成损伤。目前广泛应用的串联机器人主要适用于体积、质量较小，系统刚度要求不高的场合。常用的并联机构，只是应用于模拟飞行器仿真或并联机床制造领域，其动平台的体积、质量无法与机身部件相比，系统刚度及定位精度都不能满足飞机机身部件的调整要求。

在传统的基于型架的飞机装配过程中，一般采用多个千斤顶托起机身，人工辅助定位的方式实现部件的位姿调整。这种方式存在着调整精度低、装配应力大等问题。调姿工装是实现飞机数字化装配的关键设备，也是将控制指令转化为实际运动的执行机构。国外数字化装配技术的一个主要特征就是在飞机的总装阶段越来越多地使用自动化调姿工装，基于工业现场总线，构建多轴同步运动控制网络，实现多机械装置的协调运动，准确平稳地实现大部件位姿调整 and 对接。因此，为保证部件应力变形小、工装调整方便、调整精度高，针对具有扁平或近似椭圆型的飞机前段机身、尾段机身、机翼、垂尾等部件，文献“Join Cell for the G150 Aircraft”（Samuel O. Smith, Dr. Peter B. Zieve and Michael Gurievsky, 2006 SAE International, 2006.1.31）在 Gulfstream G150 型飞机装配中，给出了一种采用多个可移动千斤顶支撑机身段，实现飞机机身部件的位姿调整 and 对接。每段机身采用 4—6 个可移动千斤顶进行支撑，通过自动化控制，实现机身段位姿调整 and 对接。德国宝捷公司、西班牙 SERRA 公司和 M.Torris 公司等飞机数字化装配设备制造商，也分别提出了各种三坐标支撑机构，用于实现飞机大部件的位姿调整 and 对接装配。文献“船体分段找正对接系统——一个多机器人协调操作系统的实现”（景奉水，谭民，候增广，王云宽.自动化学报,2002,28(5):708-714）提出采用多台三自由度机器人协调动作，实现船体分段位姿找正 and 对接。

### 发明内容

本发明的目的是克服现有技术的不足，提供一种基于四个定位器的飞机部

件位姿调整系统及方法。

基于四个定位器的飞机部件位姿调整系统包括 4 个三坐标定位器、球形工艺接头、激光跟踪仪、待调整飞机部件、靶标反射球，由 4 个三坐标定位器通过球形工艺接头支撑待调整飞机部件，在待调整飞机部件安装有靶标反射球，采用激光跟踪仪跟踪靶标反射球的空间位置，三坐标定位器包括底板、X 向运动机构、Y 向运动机构、Z 向运动机构、位移传感器，在底板上从下而上依次设有 X 向运动机构、Y 向运动机构、Z 向运动机构，在 Z 向运动机构上端设有与球形工艺接头相配合的圆锥面腔，圆锥面腔内装有位移传感器；

所述的待调整飞机部件为框梁结构，球形工艺接头安装在待调整飞机部件的框梁上，待调整飞机部件的重心位于四个定位器组成的四边形内。

基于四个定位器的飞机部件位姿调整方法包括以下步骤：

- 1) 将待调整飞机部件通过球形工艺接头放置在 4 个三坐标定位器上，
- 2) 向激光跟踪仪发送指令，令其在工作现场建立全局坐标系 OXYZ，并在待调整飞机部件上固结一个局部坐标系 O'X'Y'Z'；
- 3) 采用局部坐标系原点 O'在全局坐标系 OXYZ 下的坐标表达待调整飞机部件的位置，采用翻转、俯仰、侧倾表达待调整飞机部件的姿态；
- 4) 在全局坐标系下计算出待调整飞机部件的当前位姿与目标位姿；
- 5) 规划出待调整飞机部件从当前位姿到目标位姿的路径；
- 6) 根据该路径生成定位器的各向运动机构的轨迹；
- 7) 根据定位器各向运动机构的轨迹，四个定位器协调运动，实现位姿调整；
- 8) 在线监测各定位器的位移传感器，根据位移传感器读数对定位器各向运动机构的位置进行补偿。

所述的向激光跟踪仪发送指令，令其在工作现场建立全局坐标系 OXYZ，并在待调整飞机部件上固结一个局部坐标系 O'X'Y'Z'步骤：

- 1) 在工作现场的地基上安装 6~8 个靶标反射球，其中 3~4 为一组，指定全局坐标系的 X 轴方向，另外 3~4 为一组，指定全局坐标系的 Y 轴方向，选定一个靶标反射球的球心作为坐标原点，依照右手规则建立全局坐标系 OXYZ；
- 2) 在待调整飞机部件上安装 3~10 个靶标反射球，靶标反射球的球心不在同一直线上，测量靶标反射球的球心在全局坐标系 OXYZ 下的坐标，与待调整飞机部件的设计模型比对，根据比对结果建立局部坐标系 O'X'Y'Z'。

所述的在全局坐标系下计算出待调整飞机部件的当前位姿与目标位姿步骤：

1) 计算出当前或目标位姿下, 待调整飞机部件局部坐标系原点  $O'$  在全局坐标系  $OXYZ$  下的坐标, 表达待调整飞机部件的当前或目标位置  $\mathbf{P} = [P_x, P_y, P_z]^T$ ;

2) 令待调整飞机部件局部坐标系的三个坐标轴从与全局坐标系各坐标轴重合的状态开始, 依次绕全局坐标系  $X$ 、 $Y$ 、 $Z$  轴旋转  $a$ 、 $b$ 、 $c$  弧度到达当前或目标姿态, 并以该角度序列表达待调整飞机部件的当前或目标姿态  $\mathbf{RPY} = [a, b, c]^T$ ;

3) 综合当前或目标位置、当前或目标姿态, 写出待调整飞机部件的当前位姿或目标位姿  $\mathbf{L} = [P_x, P_y, P_z, a, b, c]^T$ 。

所述的规划出待调整飞机部件从当前位姿到目标位姿的路径步骤: 将路径处理为一次平移和一次旋转, 从当前位姿到达目标位姿;

所述的根据该路径生成定位器的各向运动机构的轨迹步骤:

1) 对于待调整飞机部件的平移路径, 采用基于时间的 3~5 次多项式法规划位置调整量, 以使定位器的各向运动机构获得较好的动力学特性;

2) 对于待调整飞机部件的旋转路径, 采用基于时间的 3~5 次多项式法规划角度调整量, 以使定位器的各向运动机构获得较好的动力学特性。

所述的在线监测各定位器的位移传感器, 根据位移传感器读数对定位器各向运动机构的位置进行补偿步骤:

1) 当某定位器位移传感器读数为  $-0.05 \sim -0.1\text{mm}$  时, 中断位姿调整, 请求激光跟踪仪重新检测待调整飞机部件上各靶标反射球 9 球心的坐标, 与待调整飞机部件的设计模型比对, 根据比对结果计算出球形工艺接头的球心在全局坐标系下的坐标;

2) 各定位器各向运动机构任意时刻在全局坐标系下的位置都是确定的, 与球形工艺接头的球心的坐标相对应, 当定位器位移传感器的读数在  $-0.05 \sim -0.1\text{mm}$  时, 该定位器的各向运动机构的位置与球形工艺接头的球心坐标有误差, 计算出误差量后, 对该定位器各向运动机构的位置进行补偿, 使得该定位器的位移传感器读数在  $0 \sim -0.05\text{mm}$  区间内。

本发明的优点在于: 1) 可以实现对待调整飞机部件的支撑; 2) 可以实现待调整飞机部件位置和姿态的自动调整; 3) 可以实现待调整飞机部件位置和姿态的点动调整。

## 附图说明

附图是一种基于四个定位器的飞机部件位姿调整系统结构示意图;

图中: 底板 1、 $X$  向运动机构 2、 $Y$  向运动机构 3、 $Z$  向运动机构 4、位移传

感器 5、球形工艺接头 6、激光跟踪仪 7、待调整飞机部件 8、靶标反射球 9。

### 具体实施方式

如附图所示，基于四个定位器的飞机部件位姿调整系统包括包括四个三坐标定位器、球形工艺接头 6、激光跟踪仪 7、待调整飞机部件 8、靶标反射球 9，由 4 个三坐标定位器通过球形工艺接头 6 支撑待调整飞机部件 8，在待调整飞机部件 8 安装有靶标反射球 9，采用激光跟踪仪 7 跟踪靶标反射球 9 的空间位置，三坐标定位器包括底板 1、X 向运动机构 2、Y 向运动机构 3、Z 向运动机构 4、位移传感器 5，在底板 1 上从下而上依次设有 X 向运动机构 2、Y 向运动机构 3、Z 向运动机构 4，在 Z 向运动机构 4 上端设有与球形工艺接头 6 相配合的圆锥面腔，圆锥面腔内装有位移传感器 5；

所述的待调整飞机部件 8 为框梁结构，球形工艺接头 6 安装在待调整飞机部件 8 的框梁上，待调整飞机部件 8 的重心位于四个定位器组成的四边形内。

基于四个定位器的飞机部件位姿调整方法包括以下步骤：

- 1) 将待调整飞机部件 8 通过球形工艺接头 6 放置在 4 个三坐标定位器上，
- 2) 向激光跟踪仪 7 发送指令，令其在工作现场建立全局坐标系 OXYZ，并在待调整飞机部件 8 上固结一个局部坐标系 O'X'Y'Z'；
- 3) 采用局部坐标系原点 O'在全局坐标系 OXYZ 下的坐标表达待调整飞机部件 8 的位置，采用翻转、俯仰、侧倾表达待调整飞机部件 8 的姿态；
- 4) 在全局坐标系下计算出待调整飞机部件 8 的当前位姿与目标位姿；
- 5) 规划出待调整飞机部件 8 从当前位姿到目标位姿的路径；
- 6) 根据该路径生成定位器的各向运动机构的轨迹；
- 7) 根据定位器各向运动机构的轨迹，四个定位器协调运动，实现位姿调整；
- 8) 在线监测各定位器的位移传感器 5，根据位移传感器 5 读数对定位器各向运动机构的位置进行补偿。

所述的向激光跟踪仪 7 发送指令，令其在工作现场建立全局坐标系 OXYZ，并在待调整飞机部件 8 上固结一个局部坐标系 O'X'Y'Z'步骤：

- 1) 在工作现场的地基上安装 6~8 个靶标反射球 9，其中 3~4 为一组，指定全局坐标系的 X 轴方向，另外 3~4 为一组，指定全局坐标系的 Y 轴方向，选定一个靶标反射球的球心作为坐标原点，依照右手规则建立全局坐标系 OXYZ；

- 2) 在待调整飞机部件 8 上安装 3~10 个靶标反射球 9，靶标反射球的球心不在同一直线上，测量靶标反射球的球心在全局坐标系 OXYZ 下的坐标，与待



调整飞机部件 8 的设计模型比对, 根据比对结果建立局部坐标系  $O'X'Y'Z'$ 。

所述的在全局坐标系下计算出待调整飞机部件 8 的当前位姿与目标位姿步骤:

1) 计算出当前或目标位姿下, 待调整飞机部件 8 局部坐标系原点  $O'$  在全局坐标系  $OXYZ$  下的坐标, 表达待调整飞机部件 8 的当前或目标位置  $\mathbf{P} = [P_x, P_y, P_z]^T$ ;

2) 令待调整飞机部件 8 局部坐标系的三个坐标轴从与全局坐标系各坐标轴重合的状态开始, 依次绕全局坐标系  $X$ 、 $Y$ 、 $Z$  轴旋转  $a$ 、 $b$ 、 $c$  弧度到达当前或目标姿态, 并以该角度序列表达待调整飞机部件 8 的当前或目标姿态  $\mathbf{RPY} = [a, b, c]^T$ ;

3) 综合当前或目标位置、当前或目标姿态, 写出待调整飞机部件 8 的当前位姿或目标位姿  $\mathbf{L} = [P_x, P_y, P_z, a, b, c]^T$ 。

所述的规划出待调整飞机部件 8 从当前位姿到目标位姿的路径步骤: 将路径处理为一次平移和一次旋转, 从当前位姿到达目标位姿:

设待调整飞机部件 8 的当前位姿为:

$$\mathbf{L}_0 = [x_0, y_0, z_0, a_0, b_0, c_0]^T$$

待调整飞机部件 8 的目标位姿为:

$$\mathbf{L}_f = [x_f, y_f, z_f, a_f, b_f, c_f]^T$$

则待调整飞机部件 8 的平移调整量为:

$$\mathbf{P} = [P_x, P_y, P_z]^T = [x_f, y_f, z_f]^T - [x_0, y_0, z_0]^T$$

待调整飞机部件 8 的姿态调整量为:

$$\mathbf{RPY} = [a, b, c]^T = [a_f, b_f, c_f]^T - [a_0, b_0, c_0]^T$$

再根据  $\mathbf{RPY}$  角计算出以等效角位移矢量表达的姿态调整量  $\mathbf{w}$ , 计算过程如下:

首先根据  $\mathbf{RPY}$  角计算待调整飞机部件 8 的姿态调整矩阵  $\mathbf{R}$ , 计算公式为:

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} \cos c \cos b & -\sin c \cos a + \cos c \sin b \sin a & \sin c \sin a + \cos c \sin b \cos a \\ \sin c \cos b & \cos c \cos a + \sin c \sin b \sin a & -\cos c \sin a + \sin c \sin b \cos a \\ -\sin b & \cos b \sin a & \cos b \cos a \end{bmatrix} \quad (1)$$

其中  $\mathbf{R}$  为  $3 \times 3$  的姿态变换矩阵:

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} r_{11} & r_{12} & r_{13} \\ r_{21} & r_{22} & r_{23} \\ r_{31} & r_{32} & r_{33} \end{bmatrix} \quad (2)$$

再根据  $\mathbf{R}$  计算等效角位移  $\mathbf{w} = d\theta = \theta [d_1, d_2, d_3]^T$ , 其中  $\mathbf{d}$  为等效转轴,  $\theta$  为等效转角, 计算公式为:

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} d_1^2(1-\cos\theta) + \cos\theta & d_1d_2(1-\cos\theta) - d_3\sin\theta & d_1d_3(1-\cos\theta) + d_2\sin\theta \\ d_1d_2(1-\cos\theta) + d_3\sin\theta & d_2^2(1-\cos\theta) + \cos\theta & d_2d_3(1-\cos\theta) - d_1\sin\theta \\ d_1d_3(1-\cos\theta) - d_2\sin\theta & d_2d_3(1-\cos\theta) + d_1\sin\theta & d_3^2(1-\cos\theta) + \cos\theta \end{bmatrix} \quad (3)$$

根据公式，可解得：

$$\theta = \arccos\left(\frac{r_{11} + r_{22} + r_{33}}{2}\right), \quad \begin{bmatrix} d_1 \\ d_2 \\ d_3 \end{bmatrix} = \frac{1}{2\sin\theta} \begin{bmatrix} r_{32} - r_{23} \\ r_{13} - r_{31} \\ r_{21} - r_{12} \end{bmatrix} \quad (4)$$

令待调整飞机部件 8 完成平移调整量  $\mathbf{P}$  和姿态调整量  $\mathbf{w}$ ，即可从当前位姿到达目标位姿。

所述的根据该路径生成定位器的各向运动机构的轨迹步骤：

对于位置调整量  $\mathbf{P}$ ，设在时间  $T_1$  内完成，则：

$$\mathbf{P}_0 = \mathbf{0}, \mathbf{P}_{T_1} = \mathbf{P}; \mathbf{v}_0 = \mathbf{0}, \mathbf{v}_{T_1} = \mathbf{0}; \mathbf{a}_0 = \mathbf{0}, \mathbf{a}_{T_1} = \mathbf{0}$$

其中  $\mathbf{P}$ 、 $\mathbf{v}$ 、 $\mathbf{a}$  分别为位移、速度和加速度， $\mathbf{P}_0$ 、 $\mathbf{P}_{T_1}$  分别为 0 时刻与  $T_1$  时刻的位移， $\mathbf{v}_0$ 、 $\mathbf{v}_{T_1}$ 、 $\mathbf{a}_0$ 、 $\mathbf{a}_{T_1}$  具有相似含义。

设位置调整曲线表达式为： $\mathbf{P}(t) = \mathbf{k}_0 + \mathbf{k}_1t + \mathbf{k}_2t^2 + \mathbf{k}_3t^3 + \mathbf{k}_4t^4 + \mathbf{k}_5t^5$ ，则多项式的系数满足 6 个约束条件：

$$\left. \begin{aligned} \mathbf{P}_0 &= \mathbf{k}_0 \\ \mathbf{P}_{T_1} &= \mathbf{k}_0 + \mathbf{k}_1T_1 + \mathbf{k}_2T_1^2 + \mathbf{k}_3T_1^3 + \mathbf{k}_4T_1^4 + \mathbf{k}_5T_1^5 \\ \dot{\mathbf{P}}_0 &= \mathbf{k}_1 \\ \dot{\mathbf{P}}_f &= \mathbf{k}_1 + 2\mathbf{k}_2T_1 + 3\mathbf{k}_3T_1 + 4\mathbf{k}_4T_1 + 5\mathbf{k}_5T_1 \\ \ddot{\mathbf{P}}_0 &= 2\mathbf{k}_2 \\ \ddot{\mathbf{P}}_f &= 2\mathbf{k}_2 + 6\mathbf{k}_3T_1 + 12\mathbf{k}_4T_1^2 + 20\mathbf{k}_5T_1^3 \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

公式含有 6 个未知数，6 个方程，其解为：

$$\left. \begin{aligned} \mathbf{k}_0 &= \mathbf{P}_0 \\ \mathbf{k}_1 &= \dot{\mathbf{P}}_0 \\ \mathbf{k}_2 &= \ddot{\mathbf{P}}_0 / 2 \\ \mathbf{k}_3 &= \frac{20\mathbf{P}_{T_1} - 20\mathbf{P}_0 - (8\dot{\mathbf{P}}_{T_1} + 12\dot{\mathbf{P}}_0)T_1 - (3\ddot{\mathbf{P}}_0 - \ddot{\mathbf{P}}_{T_1})T_1^2}{2T_1^3} \\ \mathbf{k}_4 &= \frac{30\mathbf{P}_{T_1} - 30\mathbf{P}_0 + (14\dot{\mathbf{P}}_{T_1} + 16\dot{\mathbf{P}}_0)T_1 + (3\ddot{\mathbf{P}}_0 - 2\ddot{\mathbf{P}}_{T_1})T_1^2}{2T_1^3} \\ \mathbf{k}_5 &= \frac{12\mathbf{P}_{T_1} - 12\mathbf{P}_0 - (6\dot{\mathbf{P}}_{T_1} + 6\dot{\mathbf{P}}_0)T_1 - (\ddot{\mathbf{P}}_0 - \ddot{\mathbf{P}}_{T_1})T_1^2}{2T_1^3} \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

根据公式，可解得曲线  $\mathbf{P}(t)$  的各项系数，该曲线具有平滑变化的速度、加速度。时间  $T_1$  是根据附图所示位姿调整系统的物理特性确定的，在该时间内，定位器 1 达到的最大速度和加速度都不会超过系统允许的最大值。

对于角度调整量  $\theta$ ，设在时间  $T_2$  内完成，则：

$$\theta_0 = 0, \theta_{T_2} = \theta;$$

$$\omega_0 = 0, \omega_{T_2} = 0; \gamma_0 = 0, \gamma_{T_2} = 0$$

其中  $\theta$ 、 $\omega$ 、 $\gamma$  分别为角位移、角速度和角加速度， $\theta_0$ 、 $\theta_{T_2}$  分别为 0 时刻与  $T_2$  时刻的角位移， $\omega_0$ 、 $\omega_{T_2}$ 、 $\gamma_0$ 、 $\gamma_{T_2}$  具有相似含义。设角度调整曲线表达式为： $\theta(t) = l_0 + l_1t + l_2t^2 + l_3t^3 + l_4t^4 + l_5t^5$ ，根据这些已知条件，可解得：

$$\left. \begin{aligned} l_0 &= \theta_0 \\ l_1 &= \dot{\theta}_0 \\ l_2 &= \ddot{\theta}_0 / 2 \\ l_3 &= \frac{20\theta_{T_2} - 20\theta_0 - (8\dot{\theta}_{T_2} + 12\dot{\theta}_0)T_2 - (3\ddot{\theta}_0 - \ddot{\theta}_{T_2})T_2^2}{2T_2^3} \\ l_4 &= \frac{30\theta_{T_2} - 30\theta_0 + (14\dot{\theta}_{T_2} + 16\dot{\theta}_0)T_2 + (3\ddot{\theta}_0 - 2\ddot{\theta}_{T_2})T_2^2}{2T_2^3} \\ l_5 &= \frac{12\theta_{T_2} - 12\theta_0 - (6\dot{\theta}_{T_2} + 6\dot{\theta}_0)T_2 - (\ddot{\theta}_0 - \ddot{\theta}_{T_2})T_2^2}{2T_2^3} \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

根据公式，可解得曲线  $\theta(t)$  的各项系数，该曲线具有平滑变化的角速度、角加速度。时间  $T_2$  也是根据附图所示位姿调整系统的物理特性确定的，在该时间内，定位器 1 能达到的最大速度和加速度都不会超过系统允许的最大值。

根据公式：

$$\mathbf{w}(t) = \mathbf{d} \theta(t) \quad (8)$$

解得角位移曲线  $\mathbf{w}(t)$ ，将  $\mathbf{w}(t)$  代入公式(3)可得姿态变换矩阵函数  $\mathbf{R}(t)$ ：

$$\mathbf{R}(t) = \begin{bmatrix} d_1^2[1 - \cos \theta(t)] + \cos \theta(t) & d_1d_2[1 - \cos \theta(t)] - d_3 \sin \theta(t) & d_1d_3[1 - \cos \theta(t)] + d_2 \sin \theta(t) \\ d_1d_2[1 - \cos \theta(t)] + d_3 \sin \theta(t) & d_2^2[1 - \cos \theta(t)] + \cos \theta(t) & d_2d_3[1 - \cos \theta(t)] - d_1 \sin \theta(t) \\ d_1d_3[1 - \cos \theta(t)] - d_2 \sin \theta(t) & d_2d_3[1 - \cos \theta(t)] + d_1 \sin \theta(t) & d_3^2[1 - \cos \theta(t)] + \cos \theta(t) \end{bmatrix} \quad (9)$$

位置调整曲线  $\mathbf{P}(t)$  与姿态变换矩阵函数  $\mathbf{R}(t)$  就是待调整飞机部件 7 的自动位姿调整路径。

基于逆运动学原理，可将规划出的位置调整曲线  $\mathbf{P}(t)$  与姿态变换矩阵函数  $\mathbf{R}(t)$  转化为相关调姿点的轨迹，该轨迹具有平滑变化的速度和加速度，转化方法如下：

如附图所示，设联结点  $A$ 、 $B$ 、 $C$ 、 $D$  在当前位姿下具有初始坐标  $\mathbf{A}_0$ 、 $\mathbf{B}_0$ 、 $\mathbf{C}_0$ 、 $\mathbf{D}_0$ ，则联结点轨迹  $\mathbf{A}(t)$ 、 $\mathbf{B}(t)$ 、 $\mathbf{C}(t)$ 、 $\mathbf{D}(t)$  为：

$$\begin{aligned} \mathbf{A}(t) &= \mathbf{R}(t)\mathbf{A}_0 + \mathbf{P}(t) \\ \mathbf{B}(t) &= \mathbf{R}(t)\mathbf{B}_0 + \mathbf{P}(t) \\ \mathbf{C}(t) &= \mathbf{R}(t)\mathbf{C}_0 + \mathbf{P}(t) \\ \mathbf{D}(t) &= \mathbf{R}(t)\mathbf{D}_0 + \mathbf{P}(t) \end{aligned}$$

(10)

位姿调整包括两个过程：首先进行平移， $T_1$  时间内完成；然后进行旋转， $T_2$  时间内完成。因此，共耗时  $T_1 + T_2$ 。

所述的在线监测各定位器的位移传感器 5，根据位移传感器 5 读数对定位器各向运动机构的位置进行补偿步骤：

1) 当某定位器位移传感器 5 读数为  $-0.05 \sim -0.1\text{mm}$  时，中断位姿调整，请求激光跟踪仪 7 重新检测待调整飞机部件 8 上各靶标反射球 9 球心的坐标，与待调整飞机部件 8 的设计模型比对，根据比对结果计算出球形工艺接头 6 的球心在全局坐标系下的坐标；

2) 各定位器各向运动机构任意时刻在全局坐标系下的位置都是确定的，与球形工艺接头 6 的球心的坐标相对应，当定位器位移传感器 5 的读数在  $-0.05 \sim -0.1\text{mm}$  时，该定位器的各向运动机构的位置与球形工艺接头 6 的球心坐标有误差，计算出误差量后，对该定位器各向运动机构的位置进行补偿，使得该定位器的位移传感器读数 5 在  $0 \sim -0.05\text{mm}$  区间内。

