

《机械工程基础实验》

实 验 指 导 书

虚拟仿真实验 2

飞机机头数字化装配虚拟仿真实验

浙江大学机械工程实验教学中心

2024 年 9 月

实验二 飞机机头数字化装配虚拟仿真实验

一、实验目的

将大量零件按照设计和工艺要求进行组合连接，逐步形成组件、部件、大部件和整机的过程称为飞机装配，占飞机制造总工作量的 50% 以上。一般来说，飞机结构尺寸大，刚性弱，形状复杂，零部件数量多，而且飞机数字化装配是一项涉及机械、控制、电气、材料、计算机、数学和力学等多个学科的方法、理论、工艺、结构的综合集成技术，属于典型的高端装备制造技术领域。通过飞机装配过程虚拟仿真，促使学生将相关的多个专业知识综合运用，提高学生专业知识综合应用能力的同时，让学生身临其境的感受飞机装配过程中的一系列高端装备是如何协调运行的。具体如下几个知识点：

（1）认知飞机结构

一般来说，飞机机体主要由机身、机翼、垂直尾翼、水平尾翼、襟翼、副翼、升降舵、方向舵、发动机舱、舱门、口盖等组成，具有高度层次化和模块化的结构特征。按照工艺设计程序，飞机装配分为零件-组件-部件-大部件-整机多个层次（如图 1-1）。在构成飞机的各类结构中，除了少量形状规则、刚性好的机械加工零件以外，大多数零件是形状复杂、尺寸大、刚性弱的复合构件，必须使用专门的工艺装备来制造和装配，从而保证飞机产品的形状和尺寸准确度。

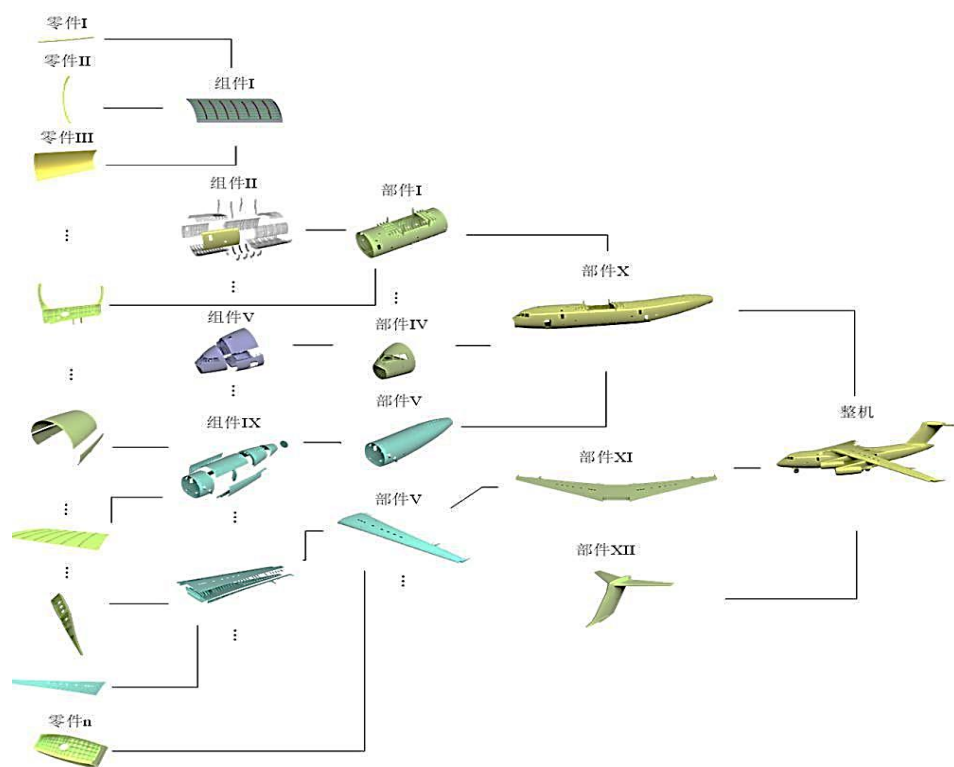


图 1-1 飞机装配层次

（2）学习飞机装配流程

飞机装配是根据工艺和技术规范要求，将飞机零组件定位、组合和连接成高级别装配体或整机的过程，具体包括组件装配、部件装配、大部件装配和整机装配等多个阶段。装配工艺流程设计需要综合考虑装配单元划分、装配基准和装配定位方法、互换性和装配协调方法、装配元素供应链状态、装配工序、工艺装备和布局规划等因素。

（3）学习多轴协同运动方法

数控定位器是构建飞机自动化柔性定位系统的基础工艺装备，在定位精度、可靠性、安全防护等级等方面堪比精密数控机床。常见的三坐标数控定位器是一种可实现三个相互垂直方向运动的设备单元，也可看作是一个 PPPS 型（ n 为支链数量、 P 为移动副， S 为球面副）串联机构，每一台定位器对应着飞机组件上的一个支撑点，通过球铰、吸附等方式与飞机组件进行连接，既是调姿、定位的执行机构也是装配系统的夹具单元，在自动化柔性定位系统中起着运动支链的功能。多台定位器构成一套调姿对接系统，一台定位器 3 个轴，多台定位器多轴协同运动，保证飞机不受到拉扯和挤压，才能够实现飞机组件的位姿调整和组件间的对接装配。通过该系统可以让学生学习多轴协同的方法、原理和功能。

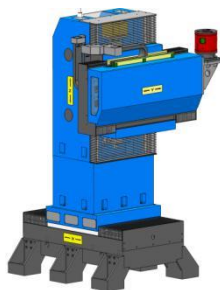


图 1-2 典型三坐标数控定位器

（4）学习数字化测量技术及坐标转换方法

数字化测量是装配工装和设备标定、配置与定检的基础，也是建立工艺装备与产品关联关系，评价飞机结构尺寸和外形的重要手段。飞机装配测量具有范围大、精度要求高、任务多的特点，必须采用大尺寸空间、非接触式数字化测量技术。激光跟踪仪在飞机装配中应用最为广泛，测量覆盖的区域大，而且配置非常灵活。在使用跟踪仪获得测量数据的基础上，可以建立现场坐标系、设备坐标系、产品坐标系，以及各个坐标系的转换，使得装配过程统一到装配坐标系完成。学习先进数字化测量方法可以让学生认知现代化的测量手段如何运用到高端装备当中，现代化的测量仪器如何与其它工装设备联

合运用。

(5) 学习先进自动制孔装备和运动学分析方法应用

环形轨道自动制孔系统是一种新型柔性多轴数控制孔设备，该设备具有双层轨道结构，内层为带支撑脚的环形导轨，直接与机身定位连接，是整个制孔系统的支撑基础；外层为带制孔执行器的弧形轨道，可沿环形导轨周向运动，实现机身对接段的制孔任务。完整的环形导轨由 12 段刚性轨道拼接而成，自成一体，利用结构封闭性进而提高制孔系统刚度。环形轨道制孔系统通过各个关节的运动来实现达到制孔所需的位置和姿态的目的。运动学分析就是要建立各运动构件与刀尖的空间位置、姿态关系，为环形轨道制孔系统的运动控制提供分析手段和方法。

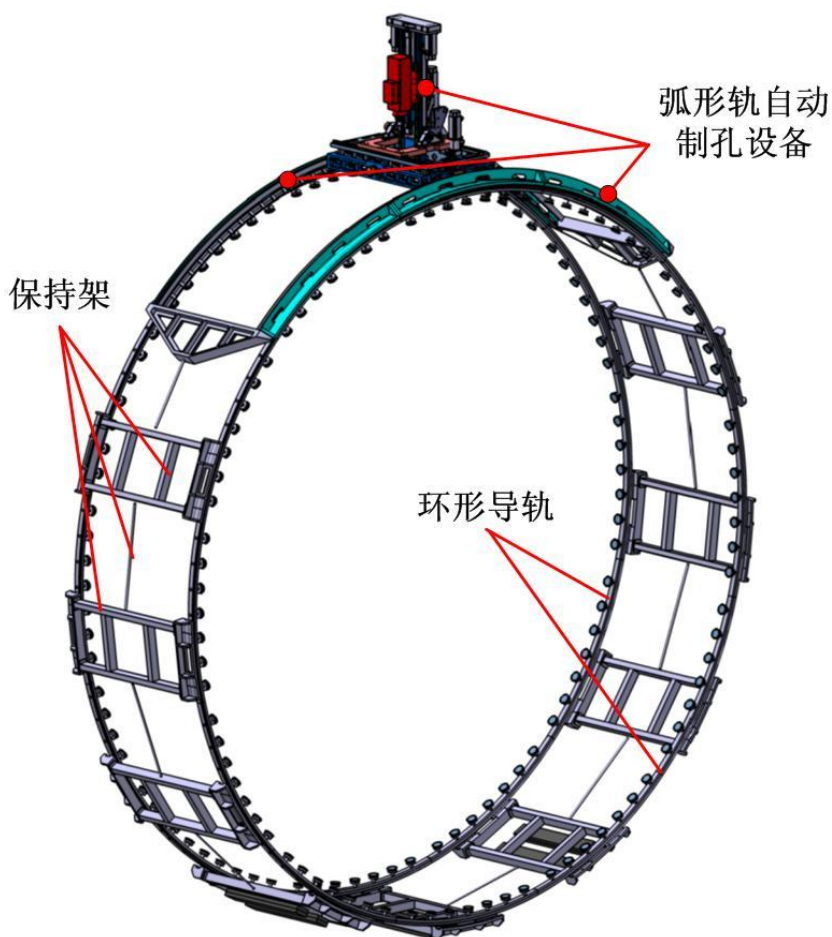


图 1-3 环形轨道制孔系统

二、实验原理

2.1 多组件装配

组件装配工艺方案包括各组件的工艺分离面图表、组件装配图表、装配指令性工艺规程、工艺装备协调图表和工艺装备品种表。装配指令性工艺规程包括各个装配阶段内容、装配基准、定位方法、装配工艺装备、设备和检验方法，以及主要零件和组件的供应状态和交付状态。装配图表以图表形式表示装配的分散程度、装配顺序、平行工作内容以及主要工艺装备等。在现代飞机制造中，外形协调主要采用数字化零件制造、数字化测量、数字化定位、自动化制孔和连接等数字化尺寸传递方式。

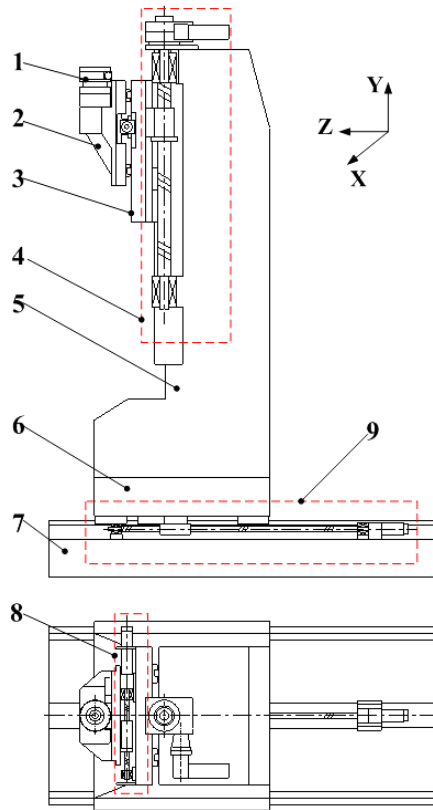
2.2 定位器结构

三坐标数控定位器是一种可实现三个相互垂直方向运动的模块化结构单元，是构成数字化调姿定位系统的基础。典型定位器结构主要由入位和夹紧机构、立柱、 X 轴滑台、 Z 轴托板、 Y 轴滑台、底座和 $X/Y/Z$ 向传动系统组成，如图 2-1 所示。实际应用中，定位器底座通常安装在车间地基或稳固的钢结构平台上，底座上依次安装有 Z 向传动系统、 Z 轴托板、立柱，立柱侧面依次安装有 Y 向传动系统、 Y 轴滑台、 X 向传动系统、 X 轴滑台、入位和夹紧机构。各向传动系统均由伺服电机、减速器、丝杠螺母、导轨滑块组成，通过电机驱动实现定位器在 $X/Y/Z$ 方向的进给，传动系统原理如图 2-2 所示。在定位器设计中，一般考虑以下配置以提高其运动精度和工作性能：

(1) 使用带旋转编码器的伺服电机、带预载的高精度滚珠丝杠和高精度直线滚动导轨，在结构上保证和提高定位器的运动精度。

(2) 采用光栅尺，在每个方向上实现全闭环控制，提高定位器系统的控制精度。 X 、 Y 方向的电机带有抱闸，用于锁紧定位器在 X 、 Y 向的位置，在 Z 方向靠蜗轮蜗杆的自锁特性来锁定工作位置。

(3) 在 Y 方向设计压力传感器，通过力的反馈来控制、调整和读取定位器的运动协同性和承载均匀性等，在控制上显著提高了调姿系统的工作安全性。入位夹紧机构中设置有球托与锁紧机构，球托能够与机身工艺接头配合形成球铰结构，当机身姿态调整结束后，锁紧机构能够锁紧机身工艺接头，使机身姿态保持不变，便于后续的对接操作。



1—入位夹紧机构 2—X轴滑台 3—Y轴滑台 4—Y向传动系统 5—立柱
6—Z轴托板 7—底座 8—X向传动系统 9—Z向传动系统

图 2-1 定位器结构示意图

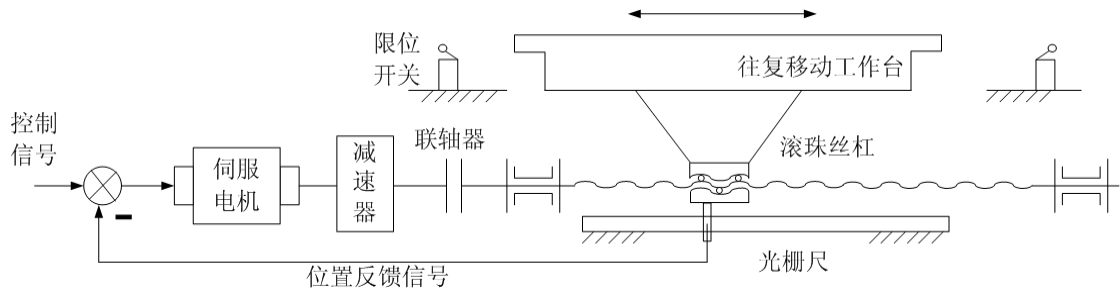


图 2-2 定位器传动系统原理示意图

飞机自动化定位系统一个单元一般包括多台数控定位器（不少于 3 台），共同构成一个 nPPPS 型并联机构来支撑一个飞机组件，通过这多台定位器的协同运动使飞机组件按照规划的轨迹路径进行运动，完成飞机组件的姿态调整和精确定位。这多台定位器运动过程中要保持刚体不变性，既使得安装飞机上并与定位器球窝构成球铰结构（见 2.3 部分）的工艺球头的球心保持相对位置不变，才能避免飞机组件收到拉扯或挤压作用。如图 2-3 由 4 台定位器构成的调姿定位系统。

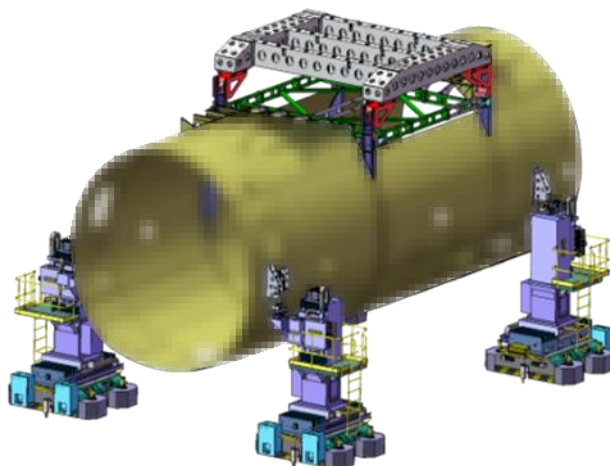
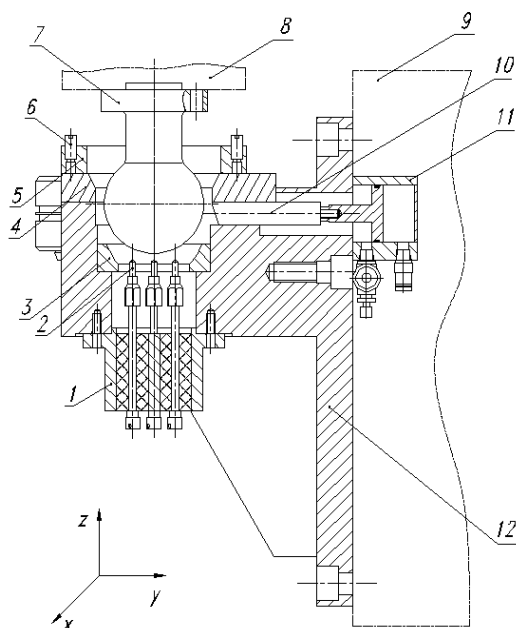


图 2-3 四定位器定位系统

2.3 自适应入位结构

自适应入位机构就是图 2-1 中的入位夹紧机构，安装在定位器顶部，其上有球窝，同时飞机组件上安装有工艺球头球头。球头球窝构成球铰，飞机组件与定位器之间就以依靠该球铰作为过渡来连接的，从而实现定位器带动飞机组件调姿对接。

如图 2-4 所示，自适应入位机构主要由支撑托板、传感器固定支架、位移传感器、球托、发射器支架、激光发射器、锁紧气缸等组成。支撑托板安装在三坐标数控定位器顶部。传感器固定支架中安装有 4 个位移传感器，并沿球托周向均匀分布，其安装位置可沿 z 向上下调节。发射器支架上沿周向均布着若干个激光发射器。工艺接头固连于飞机组件上。工艺球头和球托构成球铰运动副，飞机组件相对于定位器可以自由转动。支撑托板外侧安装有 3 个锁紧气缸，压缩空气推动活塞杆沿缸体轴线方向运动，进而驱动锁紧方销对工艺球头执行压紧或松开操作。



1—传感器固定支架 2—位移传感器 3—球托 4—压板 5—发射器支架 6—激光发射器 7—工艺球头 8—工艺接头 9—定位器 10—锁紧方销 11—锁紧气缸 12—支撑托板

图 2-4 装置结构原理示意图

在工艺球头半径 R 已知的情况下，理论上只需球面上 3 点即可求出其球心坐标。考虑到零件存在加工和装配误差、位移传感器存在测量和安装误差等因素，若取球面上 3 点拟合球面方程会带来较大的误差。选取球面上多点拟合球面方程不但可以有效地控制系统误差，还缩短了初次计算球心的周期。综合考虑入位装置的精度、效率、成本及安装空间，共选用 4 个位移传感器。如图 2-5 所示，以三坐标数控定位器球托的球心为原点，定位器的 3 个运动方向为坐标轴建立直角坐标系 O_{xyz} 。4 个位移传感器沿球托内侧均匀分布在半径为 r 的圆上。飞机组件调姿过程中，定位器就是以该球心作为运动控制的目标来运动的。

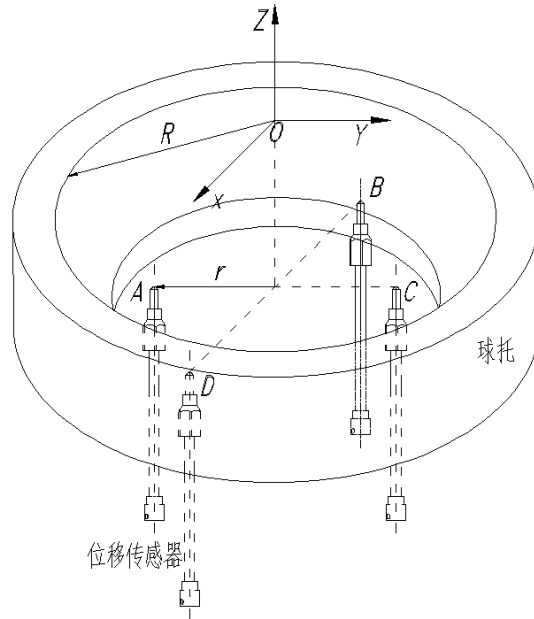


图 2-5 位移传感器布局

图 2-6 为工艺接头与飞机壁板的连接示意图。飞机组件进入调姿定位系统后，连接球头会进入自适应入位机构的球窝，构成球铰连接。

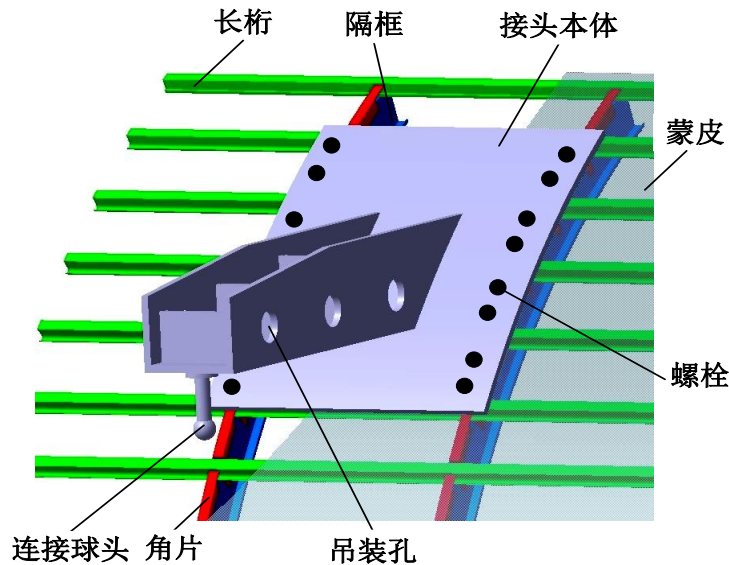


图 2-6 工艺接头与机身壁板连接示意图

2.4 数字化测量

图 2-7 为飞机装配现场的坐标系。数字化测量的目的是建立装配现场坐标系，并测量飞机组件的位置和姿态。运动控制系统根据测量结果来对飞机组件进行自动调姿。激光跟踪测量技术是大尺寸精密测量技术。由激光跟踪目标反射器标记被测点位置，通过跟踪仪的水平和垂直测角系统及激光绝对测距系统来测量空间点的坐标，并通过跟踪仪自身的校准参数和气象补偿参数对测量过程中产生的各种误差进行补偿，最后得到空间

点坐标的精确测量结果。利用激光跟踪仪对笛卡尔空间内的静态目标进行三维坐标检测和实时跟踪测量，可配合多种附件实现不同要求的测量。例如，配合可移动手持测量头可实现隐藏点的测量，配合手持式扫描仪可实现非接触扫描测量，配合六自由度靶镜系统可进行六自由度测量。此外，跟踪仪通过测量基准点，转站，可进一步扩大测量范围，并可实现多台跟踪仪协同测量。

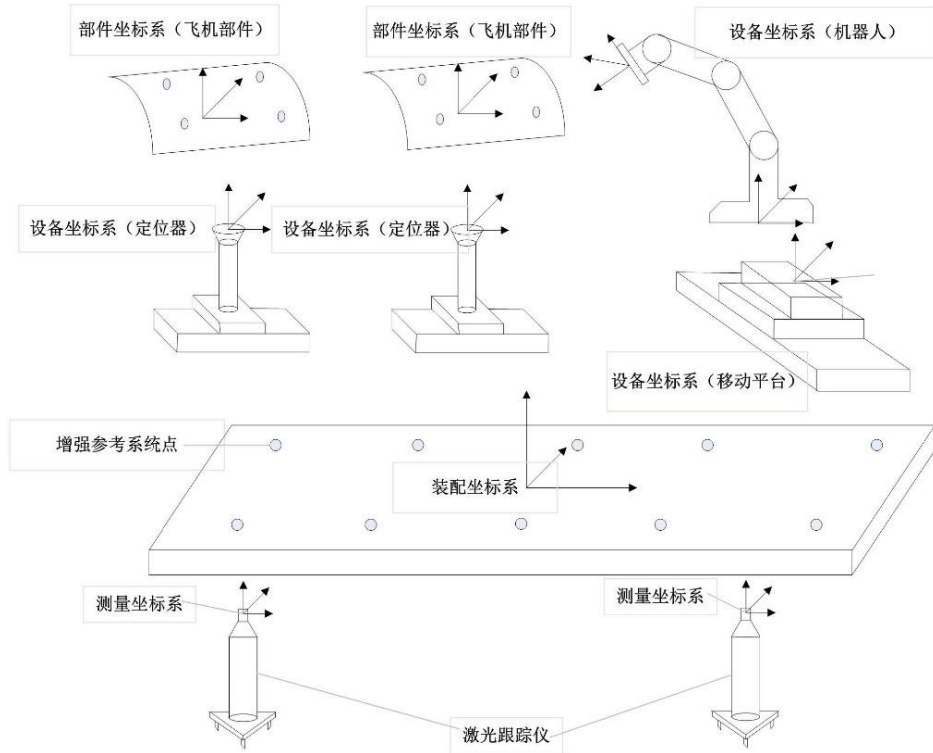


图 2-7 飞机数字化装配系统中的坐标系

2.5 位姿计算方法

设定位点集为 $L = [L_1, L_2, \dots, L_i, \dots, L_I]$ ，测量点集为 $M = [M_1, M_2, \dots, M_i, \dots, M_I]$ 。

测量点集的名义坐标为 $M^{(0)}$ ，通过求解线性方程，可以计算得到 M 和 $M^{(0)}$ 之间的变换矩阵 T ，使得

$$\begin{aligned} M^{(0)} &= TM^{(1)} \\ M^{(1)} &= TM \\ L^{(1)} &= TL \end{aligned}$$

当定位点集坐标为 L 时，测量点集坐标为 M ，当定位点集坐标为 $L^{(1)}$ 时，测量点集的坐标为 $M^{(1)}$ 。因此，将定位器的定位位置调整为 $L^{(1)}$ ，可使装配对象达到要求的位姿。但实际上，装配对象本身在定位过程中会产生变形，定位器的定位也不可避免地存在误差，装配对象也非完全刚性。可以认为，实际装配对象的测量结果是测量点集、定位形式和现场环境因素等的函数：

$$\mathbf{M}^{(1)} = f(\mathbf{M}, \mathbf{L}, t, \dots)$$

另一方面，相对于装配对象的自身尺寸，装配对象的变形量又可以认为是小变形。因此，可以通过最佳拟合（Best-Fit）的方法来计算 \mathbf{M} 和 $\mathbf{M}^{(0)}$ 之间的变换矩阵 \mathbf{T} 。

$$\min \|\mathbf{M}^{(0)} - \mathbf{T}\mathbf{M}^{(1)}\|$$

这里的变换矩阵 \mathbf{T} 实质上代表了装配对象由当前位姿到理论位姿的变化量。

飞机装配中的单个对象的协调和多个对象的协调问题，虽然各自面对不同的需求，但是本质都是通过调整对象的位姿，使得组件上制造特征点和装配特征点的误差综合评价指标达到最小，同时使各制造特征点和装配特征满足容差约束条件。因此，通过不同类别点的三维相对容差来建立协调问题中的约束条件，可以建立偏差协调优化模型的统一形式（如下式），从而保证组件的位姿准确性。

$$\begin{cases} \min \varphi(\mathbf{T}_1, \mathbf{T}_2, \dots, \mathbf{T}_n) \\ s. t. \quad \tau_i^2 \leq 1, i \in \{1, 2, 3, \dots, K_1\}; \\ \tau_j^2 \leq 1, j \in \{1, 2, 3, \dots, K_2\}; \end{cases}$$

2.6 单工位制孔执行器

根据自动化制孔需求，钻孔执行器主要包括切削单元、压紧单元、法向检测单元、视觉测量单元、碎屑及排屑装置、底座及快换法兰等部分，结构如图 2-8 所示。

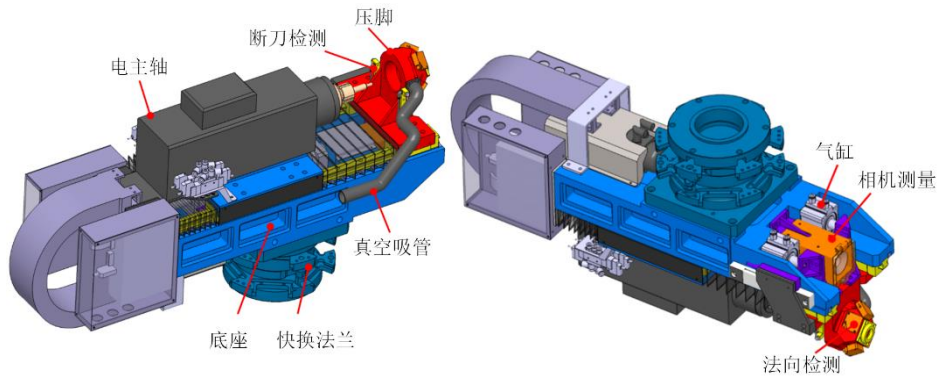


图 2-8 典型单工位制孔执行器结构

1) 切削单元

切削单元提供刀具的旋转运动和进给运动。为提高进给的控制精度，采用绝对光栅尺对主轴位置进行反馈，构成进给位置的全闭环控制。

2) 压紧单元

末端执行器的压紧单元由压脚、驱动气缸、导轨滑块、光栅尺、压力控制系统等部分组成。制孔前由气动压力将压脚推出，对工件提供单侧预压紧力，消除夹层间隙并增

加加工系统（如机器人）的整体刚性，有助于避免加工颤振、抑制层间毛刺的产生和提高制孔质量。在压紧力作用下，压脚表面将跟随工件表面运动，压脚光栅用于实时反馈压脚（工件）的瞬时位置，通过与主轴进给光栅位置对比计算，在镗窝过程实时补偿主轴的进给量，可实现镗窝深度的精确控制。

3) 视觉测量单元

末端执行器上安装有视觉测量单元，用于产品上基准孔的在线测量。利用标定好的工业摄像机测量基准孔的实际位置，通过其内部的图像采集及处理软件，将孔位图像数据传输至上位机程序中，对比计算基准孔实际位置与理论位置的偏差，应用孔位修正算法实现加工孔位的位置补偿。

4) 法向检测单元

末端执行器的法向检测单元由压脚前端的四个激光位移传感器组成。制孔前提取四个传感器的位移数值，通过设定的算法拟合出制孔部位实际法向值，并计算法向修正指令，制孔执行器根据法向修正指令对末端执行器进行姿态调整，若一次调姿不能满足精度要求，则重复上述过程，直至刀具轴向与孔位法向之间的夹角在精度要求范围之内。

5) 其他执行器单元

此外，在末端执行器上还集成有碎屑单元、吸屑单元、冷却装置及断刀监测传感器等。制孔过程中通过碎屑单元切断较长切屑，并由真空吸屑单元吸走切屑粉尘，避免切屑划伤孔表面；冷却装置喷出冷却液降低刀具温度，减轻刀具磨损；执行器内安装光学传感器检查断刀、缺刀情况，并通过分析切削过程中电机输出扭矩变化，自动评测刀具磨损、崩刃等状况。

2.7 法向调整、孔位补偿和窝深补偿原理

（1）孔位修正

由于各种误差，实际孔位与数模中的孔位存在位置误差，所以制孔前要根据实际产品的位置，获得待制孔的实际坐标，才能制孔。一个制孔区域首先要制出几个基准孔（一般 4 个），利用安装在制孔末端执行器上的视觉传感器，测量基准孔的坐标，与这些基准孔的理论坐标对比，获得误差值，并将该误差值加到制孔程序中，便可得到实际的制孔位置。对于四边形制孔区域，一般可以将基准孔定义在四边形区域的四个角点上，如图 2-9 所示。

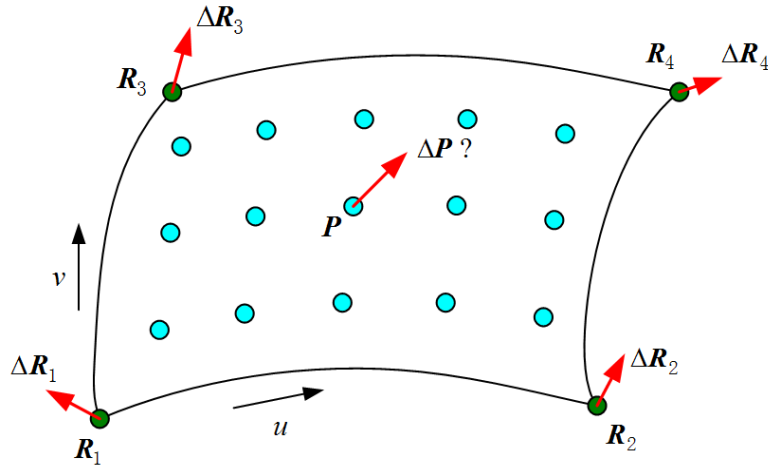


图 2-9 四边形制孔区域及其基准孔

其中， $\Delta R_1, \Delta R_2, \Delta R_3, \Delta R_4$ 是修正矢量，即视觉测量得到的基准孔实际位置与理论位置的偏差矢量。为了修正区域内的理论孔位 P ，需要根据基准孔的修正矢量来合理确定修正矢量 ΔP 。显然 ΔP 取决于孔位 P 与基准孔之间的位置关系，靠近孔位 P 的基准孔对偏移矢量 ΔP 的影响更大。

(2) 制孔法向修正

由于实际产品与理论数模之间存在一定的差异，采用离线编程系统生成的制孔文件进行制孔时，并不能保证制孔刀具与飞机壁板表面垂直度。为了实现精确制孔，保证制孔质量，在制孔前需要进行法向偏差修正。目前，自动化制孔系统通过在末端执行器上集成由多个长度测量传感器（如激光位移传感器、电涡流传感器等）组成的法向测量单元，并在制孔控制软件里配以相应的法向计算程序来实现法向测量与修正。

根据其在末端执行器上的安装位置、安装方向及实际测量的距离能够计算出产品表面被测位置的坐标。如下图 2-10 所示，激光发射点的位置为 P_1, P_2, P_3, P_4 ，对应飞机壁板上的光斑点为 Q_1, Q_2, Q_3, Q_4 ，激光位移传感器测量的长度值为 L_1, L_2, L_3, L_4 。

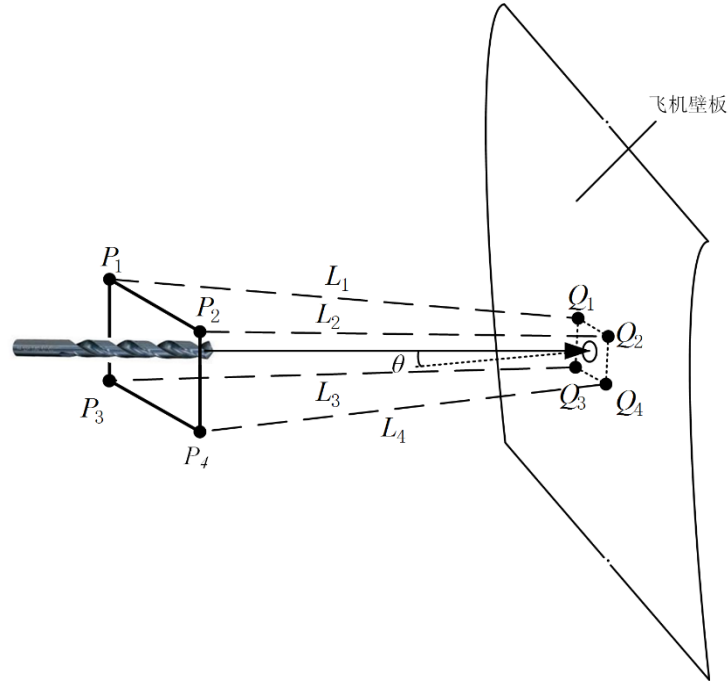


图 2-10 法向测量原理

假设激光位移传感器相对于机器人法兰的安装位置和方向分别为 $p(x_i, y_i, z_i)$ 和 $n(n_{xi}, n_{yi}, n_{zi})$ ，可以计算出制孔部位周边的 4 个光斑点的坐标

$$Q_i = [x_i + L_i n_{xi}, y_i + L_i n_{yi}, z_i + L_i n_{zi}]^T, i = 1, 2, 3, 4$$

考虑到飞机壁板曲面的曲率较小，并且激光位移传感器在安装时为倾斜安装，使得 4 束激光线在一定范围内是汇聚的，在飞机壁板上 4 个光斑点之间的距离比较近，分布范围比较小，产品表面被测局部区域近似于平面，因此可对多个测量点坐标拟合平面来计算产品表面的法向。

（3）铤窝深度补偿

自动化制孔一般采用钻铤一体式组合刀具，实现钻孔、铤窝功能。窝的深度直接由刀具的进给量决定，因此要控制铤窝深度，刀具的进给量必须受到严格控制。但是当刀具接触到工件时，两者之间的作用力与反作用力使工件变形（或设备让刀），相对于执行器有一个“后退”的动作，如图 2-11 所示。若刀具按照预先设置的进给量运动，则铤窝深度会偏小，并且在主轴高速钻削时，工件的变形量是实时变化的，简单的位置补偿无法满足要求。制孔过程中在气动压紧力作用下压脚始终紧贴工件表面，工件在进给轴方向上的变形量（和设备让刀量）等于压脚相对于执行器底座的偏移量，为此在压脚和执行器底座之间安装绝对光栅，实时测量压脚相对于执行器底座的位移，即工件受压的变形量。为了控制铤窝深度，将该变形量补偿到预先设置的最终进给量中，则新得到

的进给量为进给轴相对于压脚的移动距离。

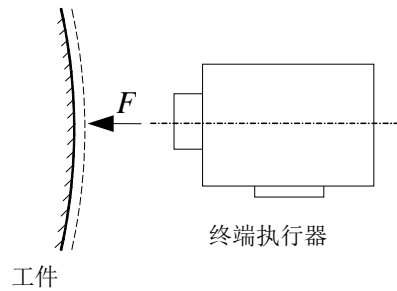


图 2-11 工件受压变形

进给系统闭环控制原理如图 2-12 所示，首先给定位置指令，与进给位置的反馈值以及压脚反馈的位置补偿值依次作偏差，经过控制器以及机械传递得到实际进给位置，因此进给系统控制的是进给轴与压脚的相对位置。当刀具在高速切削工件时，会引起工件振动，由于压脚一直紧贴工件表面，所引入的实时补偿将导致进给轴作出相同频率的振动，这使得加工孔的表面质量不能满足要求。一般来说，压脚振动频率范围在几十 Hz 至几百 Hz，需要通过低通滤波器消除。

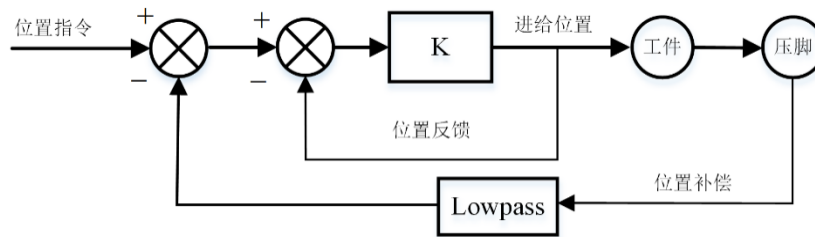


图 2-12 进给系统闭环控制框图

三、实验运行环境要求

- (1) 计算机操作系统：建议使用 Windows7 及以上版本操作系统(如 Win10 系统)。
- (2) 计算机硬件配置：Intel i3 以上 CPU，4G 以上内存。

四、实验步骤

4.1 用户注册

使用 Chrome 浏览器，在国家虚拟仿真实验教学平台网站 <http://www.ilab-x.com/> 上注册账号，ilab 网站个人信息中的姓名对应实验系统中的用户姓名。



图 4-1 用户注册。

4.2 开始做实验

账号注册完毕后，使用账号登录网站 <http://www.ilab-x.com/>，然后在首页通过“飞机机头”等关键字搜索本实验项目，进入实验介绍页面，单击“我要做实验”，跳转至实验系统网站，开始做实验。

注：一定要先登录 ilab-x 网站，这样单击“我要做实验”后，用户信息会直接关联至盾构虚拟仿真实验网站，直接开始做实验。

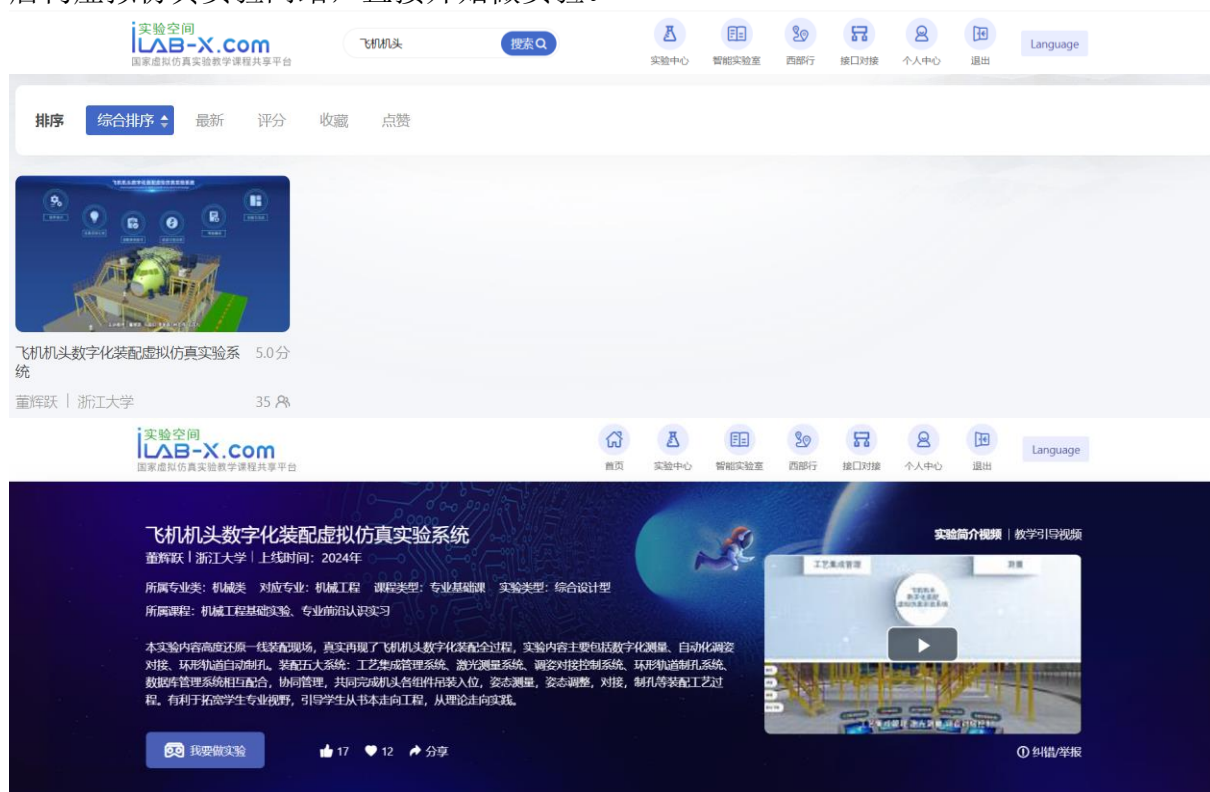


图 4-2 开始做实验

4.3 实验简介

实验主要包括软件简介、设备系统认知、装配案例操作、调姿过程训练、考核模块、创新与互动共 6 个部分：



图 4-3 实验主界面

- (1) 软件简介：对整个虚拟仿真实验系统的简要介绍。
- (2) 设备系统认知：对飞机机头数字化装配的硬件设备和软件系统进行认知学习。
- (3) 装配案例操作：按系统提示对飞机机头数字化装配的整个过程进行交互学习。
- (4) 调姿过程训练：对飞机机头数字化装配中的调姿过程进行单项操作练习，练习过程中可以单击“帮助”按钮获得操作提示。

（5）考核模块：对飞机机头数字化装配过程进行考核。

（6）创新与互动：互动反馈模块，提供师生专业问题交流和答疑解惑的途径。

4.4 实验内容

进入实验系统界面后，鼠标双击可以使界面全屏显示（按 Esc 可以取消全屏状态）。完成软件简介、设备系统认知、装配案例操作模块，熟悉掌握飞机机头数字化装配的操作过程后，通过考核模块完成装配过程考核，考核结果为实验成绩。



图 4-4 装配过程考核

4.5 操作提示

（1）装配案例操作模块

图 4-5 表示装配案例操作的装配流程选择界面，处于此界面时，可以在界面左侧的装配流程中选择所需要的流程步骤。此时，单击右上角的“返回”按钮可以返回虚拟仿真实验主界面。

图 4-6 表示已进入了装配案例操作的某一具体步骤，处于此界面时无法在界面左侧的装配流程中选择其他流程步骤。在完成当前步骤操作后，可以单击右上角的“返回”按钮，返回至图 4-5 界面，再选择其他流程步骤。



图 4-5 装配案例操作的装配流程选择界面



图 4-6 装配案例操作的某一具体步骤界面

(2) 考核模块

图 4-7 是考核模块中的装配过程考核界面，考核按照装配案例操作过程进行，完成对应流程步骤后需要回答相关问题，根据操作步骤及回答结果给分。回答问题时，通过左右箭头切换题目，所有问题回答完毕后再提交（如图 4-8）。考核过程中可以通过“帮助”获得操作提示，但实验得分会相应扣减。完成考核后，先将实验成绩页面截图保存，后续贴至实验报告中。最后单击右上角的“提交成绩”按钮（实验过程中请勿单击“提交成绩”按钮），提交实验成绩。



图 4-7 装配过程考核界面



图 4-8 回答相关问题

五、实验结果

实验结束后,在 ilab-x 网站个人中心可以查看本人实验成绩。





图 5-1 实验成绩查看

六、思考题

从以下题目中任选 1 题完成：

（选做）1. 飞机大部件调姿对接过程中，首先是测量获得当前装配对象（即多个飞机部件）的位置和姿态，根据测到的数据，计算获得装配对象以何种姿态去对接。请论述这个测量调姿对接过程中所用到的数学知识。

（选做）2. 该项目中所用的环形轨到制孔系统具有自动识别孔的位置、自动找正孔的法向、自动补偿镗窝深度的功能，请论述这些功能所采用的传感器，及其所用到的实现方法。

完成实验报告（含实验目的、实验原理、实验步骤、实验成绩结果截图、思考题），在“学在浙大”平台上交实验报告（不需要在实验网站上传）。