

基于时间动态规划的机身冗余控制对接算法

杨超^{1,2}

(1.西北工业大学机电学院 西安, 710072)

(2.中国航空工业集团公司北京长城航空测控技术研究所 北京, 101111)

摘要 为了提高中机身的对接精度,保证对接效率,减小支撑底板受力变形,提出了一种基于调姿时间动态规划的机身冗余控制对接算法。根据机身初始位姿以及机身对接精度要求计算机身目标位姿,以姿态调整量和调姿速度为约束条件计算调姿时间,规划调姿轨迹。通过调姿轨迹计算定位器各轴驱动量,控制电机联动实现中机身调姿对接。仿真实验结果表明,经过基于调姿时间动态规划的冗余控制对接,飞机机身调姿定位过程中支撑底板无受力变形,减小调姿时间的同时对接精度相对较高,满足机身对接同轴度要求。

关键词 装配;机身;仿真;调姿算法;形状控制

中图分类号 TH113.2;TH744

引言

飞机各部件装配是飞机制造环节中的重要组成部分,传统的飞机对接装配主要依靠人工进行。飞机的中部段尺寸和质量较大,易在重力作用下产生变形,使用传统方式实现飞机大部件对接,装配效率和装配精度都比较低。为了使机身对接装配速度更快、精度更高、满足飞机长寿命和可靠性需求,引入计算机技术,使用数字化手段和高精度测量设备。在此基础上,构建智能控制系统,实现中机身轨迹的智能规划,控制中机身实现对接^[1]。

为了提高飞机对接的精度和效率,学者们在飞机装配技术上进行了大量研究。Wang等^[2]提出一种基于对称并联机构的圆柱产品姿态调整方法,在动态约束的前提下,采用多项式方法规划座舱姿态对准的轨迹。Zha等^[3]提出一种基于激光跟踪器与工业相机异构设备数据融合的视觉自动机翼-机身对接方法,以监控翼身对接状态。Qi等^[4]提出一种新的平均迭代标定方法优化机身几何参数,提高了机身对接系统的精度。Zhu等^[5]提出一种六自由度飞机机翼位姿自动调整方法,提高机翼调整的效率 and 精度。李树军等^[6]提出一种建立飞机坐标系和薄壁大部件的调姿方法,解决了大部件在调姿过程中因为重力产生的变形问题。这2种调姿机构不具备冗余驱动,刚度较差。朱永国等^[7]提出基于理想驱动力的轨迹规划方法,冗余驱动在一定程度上提高

了飞机对接的精度,但没有实现全主动冗余驱动,调姿精度不足。王思知等^[8]提出一种自动对接算法,实现定位器逆解,以此控制定位器实现机身自动对接,该算法的适用性极强,但存在调姿时间过长的缺点。李世其等^[9]研究了并联机构下机身对接存在的问题,提出调姿机构的轨迹规划方法,采用免疫克隆选择算法优化调姿轨迹,提高了机身对接精度。朱永国等^[10]提出一种基于激光跟踪仪和机器视觉的翼身对接装配偏差修正方法,实现飞机对接偏差的动态修正,但在提升精度的同时降低了装配效率。

为了提高中机身的对接精度并保证一定的装配效率,在自动化和数字化装配技术的基础上,笔者提出一种基于调姿时间动态规划的中机身冗余控制对接方法。以中机身筒段调姿对接为研究对象,利用激光跟踪仪组建调姿对接部件位姿测量网,与对接控制软件系统相结合,控制定位器协同运动,实现中机身对接的同时避免支撑底板受力变形。

1 冗余控制对接系统集成方案

冗余控制对接系统采用模块化思想,整个系统的集成是不同模块的连接以及相应的控制软件代码。笔者采用 Visual Studio 开发调姿控制应用软件和莱卡激光跟踪仪 50178 专用空间测量分析软件,运动控制部分采用众为兴 AMC1600 运动控制器和 YKD2405PE EtherCAT 总线型步进驱动器完成驱

动轴的控制。冗余控制对接系统集成方案如图 1 所示。

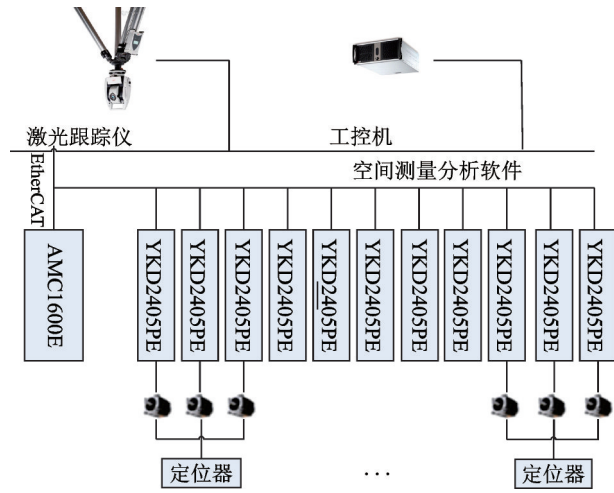


图 1 冗余控制对接系统集成方案

Fig.1 Integration scheme of redundant control docking system

飞机机身间的对接精度主要通过两机身轴线同轴度及对接接触面上多个螺栓孔的精确对准来保证。为了实现机身间的高精度快速对接,对于影响对接精度的误差源,尽可能在控制算法上实现机身的高精度对接。因此,提出一种基于激光跟踪仪的机身对接方案,基于激光跟踪仪测得靶球的空间坐标,进行机身六自由度对接位姿相对偏差的拟合计算,并基于偏差量反馈自动控制定位器协同运动完成机身姿态位置调整。

图 2 为调姿控制系统工作流程。激光跟踪仪测量初始靶球坐标,在空间测量分析软件中对空间坐标数据进行轴线拟合,得到两机身的轴线位姿偏差和局部坐标系的原点坐标。将拟合数据传入冗余控制对接系统进行调姿运算,计算各定位器驱动轴的驱动量,并将驱动量通过总线控制的运动控制器传

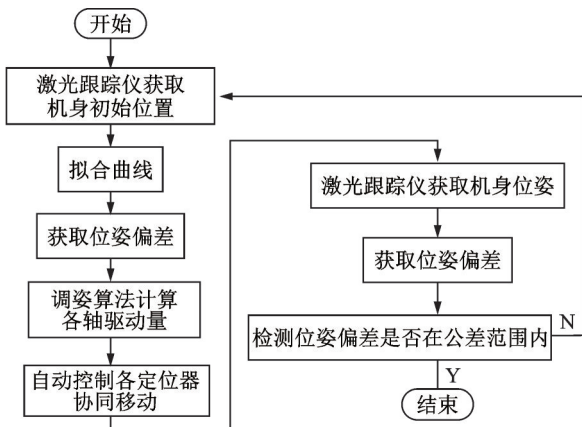


图 2 调姿控制系统工作流程

Fig.2 Work flow of attitude control system

入驱动器控制定位器协同运动,将机身位姿调整到理论位置。使用激光跟踪仪再次对靶球进行测量,拟合轴线位姿偏差,验证是否达到精度要求,位姿偏差是否在精度允许范围内,达不到精度要求时再次循环进行调整,直至完成机身位姿调整。

2 多站位高精度测量网构建

针对机身大部件对接装配的特点和测量精度需求,构建多站位激光跟踪仪高精度测量网络,为冗余控制对接系统提供统一坐标系的低误差测量数据。图 3 为测量网络布局和坐标系示意图。以其中一台激光跟踪仪测量坐标系作为全局坐标系 G ,在此基准坐标系下完成激光跟踪仪和局部坐标系的转化,移动部件的位姿由机身移动部件局部坐标系 D 表示,固定部件的位姿由机身固定部件坐标系 F 表示。

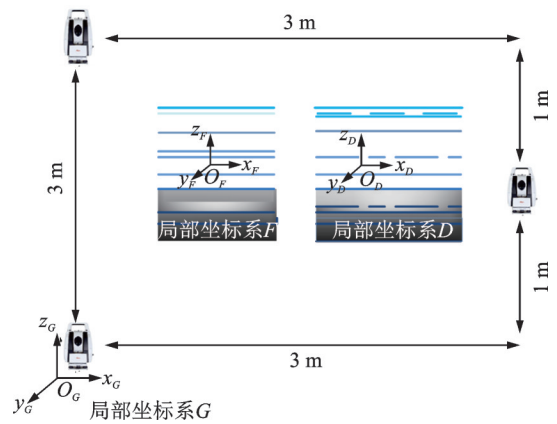


图 3 测量网络布局和坐标系示意图

Fig.3 Survey network layout and coordinate system diagram

由于激光跟踪仪的主要测量误差来自角度测量误差,所以通过多站位激光跟踪仪测量网络为每个测量元素分配不同的权重,降低角度误差,提升激光跟踪仪的标定精度。激光跟踪仪在不同站位情况下对多个机身靶标点进行测量,建立各个站位下的误差方程,根据加权线性最小方差准则,计算各个测量元素的权重,完成测量网络的标定。

3 基于调姿时间动态规划的冗余控制对接算法

机身完全主动式调姿必须有高精度的算法才能保证 4 个定位器之间协同运动,从而避免整个调姿系统的破坏和支撑底板变形。笔者设计了一种适用于机身完全主动的冗余控制调姿算法,结合快速调姿和高精度对接,主要包括基于调姿时间的轨迹规

划算法和数控定位器冗余控制调姿算法。

3.1 基于调姿时间的轨迹规划算法

机身对接需要在特定的工作空间内完成,机身在工作空间内的姿态和位置调整通过冗余控制对接系统控制步进电机驱动定位器上的调姿工装移动完成。为了减小调姿过程中定位器对支撑底板的冲击,使调姿过程更加平稳,提前规划调姿时间进行轨迹规划。基于调姿时间的调姿过程分为2步:①机身位置调整;②机身姿态角调整。

机身的目标位姿通过激光跟踪仪测量得到的实际位姿和装配要求计算得到。假设机身目标位姿为 $F(x, y, z, \alpha, \beta, \gamma)$, 机身初始位姿为 $D(x, y, z, \alpha, \beta, \gamma)$, 为了使调姿过程更加平滑,笔者采用五次多项式对初始调姿轨迹进行规划。五次多项式方程为

$$L(t) = l_5 t^5 + l_4 t^4 + l_3 t^3 + l_2 t^2 + l_1 t + l_0$$

$$L'(t) = 5l_5 t^4 + 4l_4 t^3 + 3l_3 t^2 + 2l_2 t + l_1$$

$$L''(t) = 20l_5 t^3 + 12l_4 t^2 + 6l_3 t + 2l_2$$

$$\text{边界条件为} \begin{cases} L(0) = l_0 \\ L(T) = l_1 \end{cases}, \begin{cases} L'(0) = 0 \\ L'(T) = 0 \end{cases}, \begin{cases} L''(0) = 0 \\ L''(T) = 0 \end{cases}$$

求解得到五次多项式为

$$L(t) = \frac{6(l_T - l_0)}{T^5} t^5 + \frac{-15(l_T - l_0)}{T^4} t^4 + \frac{10(l_T - l_0)}{T^3} t^3 + l_0$$

其中: T 为调姿时间; l_0 为初始实际位姿; l_T 为计算目标位姿。

将需要调整的参数作为 l_0 和 l_T 代入五次多项式中,即可得到初始调姿轨迹。

机身调姿时间取决于调姿过程中的始末加速度和平均速度。由于调姿时间越长,装配效率越低,所以调姿时间规划是调姿算法研究的重点。为了提高机身对接装配效率,笔者没有采用一般算法使用的二分法寻找最优调姿时间,而是根据位姿调整量动态规划调姿时间。

基于调姿时间的规划算法具体过程如下:

1) 计算得到机身实际姿态 $D(x, y, z, \alpha, \beta, \gamma)$, 结合目标姿态 $F(x, y, z, \alpha, \beta, \gamma)$ 计算出各个角度的调整量 $(\Delta\alpha, \Delta\beta, \Delta\gamma) = F(\alpha, \beta, \gamma) - D(\alpha, \beta, \gamma)$;

2) 一般调姿过程中要求调整速度小于 $0.5^\circ/\text{s}$, 记为 V_{\max} , 根据多项式特点,对多项式求导后可知最大速度出现在 $t = T/2$ 时,根据最大速度和角度偏差量,对每一个调整量计算调姿时间

$$(T_\alpha, T_\beta, T_\gamma) = \left(\frac{15\Delta\alpha}{8V_{\max}}, \frac{15\Delta\beta}{8V_{\max}}, \frac{15\Delta\gamma}{8V_{\max}} \right)$$

3) 根据调姿时间和多项式得到调姿轨迹。

3.2 数控定位器冗余控制调姿算法

机身的调姿对接需要定位器协同运动实现,在工作空间内对机身的轨迹完成规划后,需要将轨迹转化为定位器的驱动量。本研究中定位器为全驱动方式,存在冗余驱动,拥有更高的调姿精度。图4为定位器运动示意图。整个调姿过程共有4个定位器的12个轴需要控制;航向方向由4个定位器的 x 轴提供动力;展向方向由4个定位器的 y 轴提供动力;垂直方向由4个定位器的 z 轴提供动力;横滚、俯仰及偏摆方向由 $x_1, x_2, x_3, x_4, y_1, y_2, y_3, y_4, z_1, z_2, z_3, z_4$ 相互配合提供动力。

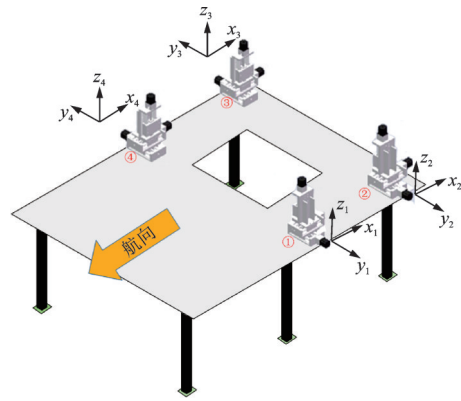


图4 定位器运动示意图

Fig.4 Positioner motion diagram

飞机筒段的对接最终通过控制系统控制4个定位器联动实现调姿,定位器和调姿工装通过万向角件连接在一起,而机身的位姿即为调姿工装的位姿,因此只要计算出机身调姿过程中的位姿偏差 $\Delta = (\alpha, \beta, \gamma, l, m, n)$, 便可计算出各个定位器的驱动量。冗余控制对接系统的输入为激光跟踪仪靶球点实测拟合数据,输出为对机身位姿进行调整的定位器球头 x, y, z 方向的驱动量。在激光跟踪仪坐标系下,根据调姿轨迹过程中的位姿变换参数 $\Delta = (\alpha, \beta, \gamma, l, m, n)$ 和定位器球头 i 点实际坐标 $P_i'(x_i', y_i', z_i')$, 得到理论坐标 $P_i(x_i, y_i, z_i)$, 通过驱动定位器使机身筒段经过平移变换以及绕各轴的旋转变换回到理论位置^[15]。

3.2.1 位置调整

机身通过位置调整变换后,实测中心点和理论中心点重合。假设机身对接面理论中心点坐标为

$P_0(x_0, y_0, z_0)$, 实测中心点坐标为 $P_0'(x'_0, y'_0, z'_0)$, 完成位置调整后定位器 i 点坐标为 $P_i^M(x_i^M, y_i^M, z_i^M)$ 。

根据机身位姿偏差计算平移矩阵 T^M 为

$$T^M = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ l & m & n & 1 \end{bmatrix}$$

故 $[x_i^M, y_i^M, z_i^M, 1] = [x_i', y_i', z_i', 1]T^M$ 。

平移变换中4个定位器驱动量相同, 匀速运动时不存在支撑底板受力变形情况。因此, 4个定位器在调姿过程中匀速运动, 令 $i = C_1, C_2, C_3, C_4$, 即可得到4个定位器的各轴驱动量。

定位器运动向量矩阵 P_C^M 为

$$P_C^M = \begin{bmatrix} x_{C_1}^M - x_{C_1}', & y_{C_1}^M - y_{C_1}', & z_{C_1}^M - z_{C_1}' \\ x_{C_2}^M - x_{C_2}', & y_{C_2}^M - y_{C_2}', & z_{C_2}^M - z_{C_2}' \\ x_{C_3}^M - x_{C_3}', & y_{C_3}^M - y_{C_3}', & z_{C_3}^M - z_{C_3}' \\ x_{C_4}^M - x_{C_4}', & y_{C_4}^M - y_{C_4}', & z_{C_4}^M - z_{C_4}' \end{bmatrix}$$

根据运动向量矩阵得到定位器各轴驱动量分别为

$$\begin{aligned} x_1^M &= x_2^M = x_3^M = x_4^M = x_{C_1}^M - x_{C_1}' \\ y_1^M &= y_2^M = y_3^M = y_4^M = y_{C_1}^M - y_{C_1}' \\ z_1^M &= z_2^M = z_3^M = z_4^M = z_{C_1}^M - z_{C_1}' \end{aligned}$$

3.2.2 横滚角 α 姿态调整

机身完成位置调整后继续绕通过 P_C 与 x 轴平行的直线旋转 α , 完成绕 x 轴的姿态调整, 使得两中机身对接面上的螺栓孔对准。完成横滚角调整后 i 点坐标为 $P_i^x(x_i^x, y_i^x, z_i^x)$, 旋转矩阵 T^x 为

$$T^x = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \alpha & \sin \alpha & 0 \\ 0 & -\sin \alpha & \cos \alpha & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

故 $[x_i^x, y_i^x, z_i^x, 1] = [x_i^M, y_i^M, z_i^M, 1]T^x$ 。

姿态变换中4个定位器各轴驱动量不同, 匀速运动时存在支撑底板受力变形情况。因此, 4个定位器在调姿过程根据驱动量规划驱动速度, 即驱动量大的速度大, 令 $i = C_1, C_2, C_3, C_4$, 得到4个定位器的各轴驱动量。

变化后的定位器运动向量矩阵 $P_C'^M$ 为

$$P_C'^M = \begin{bmatrix} x_{C_1}^x - x_{C_1}^M, & y_{C_1}^x - y_{C_1}^M, & z_{C_1}^x - z_{C_1}^M \\ x_{C_2}^x - x_{C_2}^M, & y_{C_2}^x - y_{C_2}^M, & z_{C_2}^x - z_{C_2}^M \\ x_{C_3}^x - x_{C_3}^M, & y_{C_3}^x - y_{C_3}^M, & z_{C_3}^x - z_{C_3}^M \\ x_{C_4}^x - x_{C_4}^M, & y_{C_4}^x - y_{C_4}^M, & z_{C_4}^x - z_{C_4}^M \end{bmatrix}$$

根据运动向量矩阵得到定位器各轴驱动量分别为

$$\begin{aligned} x_1^x &= x_{C_1}^x - x_{C_1}^M, & x_2^x &= x_{C_2}^x - x_{C_2}^M \\ x_3^x &= x_{C_3}^x - x_{C_3}^M, & x_4^x &= x_{C_4}^x - x_{C_4}^M \\ y_1^x &= y_{C_1}^x - y_{C_1}^M, & y_2^x &= y_{C_2}^x - y_{C_2}^M \\ y_3^x &= y_{C_3}^x - y_{C_3}^M, & y_4^x &= y_{C_4}^x - y_{C_4}^M \\ z_1^x &= z_{C_1}^x - z_{C_1}^M, & z_2^x &= z_{C_2}^x - z_{C_2}^M \\ z_3^x &= z_{C_3}^x - z_{C_3}^M, & z_4^x &= z_{C_4}^x - z_{C_4}^M \end{aligned}$$

3.2.3 俯仰角 β 姿态调整

机身筒段完成绕 x 轴的横滚角度姿态调整后, 接下来完成机身绕 y 轴俯仰角姿态调整。绕 y 轴旋转运动后 i 点坐标为 $P_i^y(x_i^y, y_i^y, z_i^y)$, 旋转矩阵 T^y 为

$$T^y = \begin{bmatrix} \cos \beta & 0 & -\sin \beta & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ \sin \beta & 0 & \cos \beta & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

故 $[x_i^y, y_i^y, z_i^y, 1] = [x_i^x, y_i^x, z_i^x, 1]T^y$ 。

4个定位器在调姿过程根据驱动量规划驱动速度, 令 $i = C_1, C_2, C_3, C_4$, 得到4个定位器的各轴驱动量分别为

$$\begin{aligned} x_1^y &= x_{C_1}^y - x_{C_1}^x, & x_2^y &= x_{C_2}^y - x_{C_2}^x \\ x_3^y &= x_{C_3}^y - x_{C_3}^x, & x_4^y &= x_{C_4}^y - x_{C_4}^x \\ y_1^y &= y_{C_1}^y - y_{C_1}^x, & y_2^y &= y_{C_2}^y - y_{C_2}^x \\ y_3^y &= y_{C_3}^y - y_{C_3}^x, & y_4^y &= y_{C_4}^y - y_{C_4}^x \\ z_1^y &= z_{C_1}^y - z_{C_1}^x, & z_2^y &= z_{C_2}^y - z_{C_2}^x \\ z_3^y &= z_{C_3}^y - z_{C_3}^x, & z_4^y &= z_{C_4}^y - z_{C_4}^x \end{aligned}$$

3.2.4 偏航角 γ 姿态调整

机身筒段完成绕 y 轴俯仰角姿态调整后, 还需完成机身绕 z 轴的偏航角姿态调整, 完成绕 z 轴旋转运动后 i 点坐标为 $P_i^z(x_i^z, y_i^z, z_i^z)$, 旋转矩阵 T^z 为

$$T^z = \begin{bmatrix} \cos \gamma & \sin \gamma & 0 & 0 \\ -\sin \gamma & \cos \gamma & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

故 $[x_i^z, y_i^z, z_i^z, 1] = [x_i^y, y_i^y, z_i^y, 1]T^z$ 。

4个定位器在调姿过程根据驱动量规划驱动速度, 令 $i = C_1, C_2, C_3, C_4$, 得到4个定位器的各轴驱动量分别为

$$\begin{aligned} x_1^z &= x_{C_1}^z - x_{C_1}^y, & x_2^z &= x_{C_2}^z - x_{C_2}^y \\ x_3^z &= x_{C_3}^z - x_{C_3}^y, & x_4^z &= x_{C_4}^z - x_{C_4}^y \\ y_1^z &= y_{C_1}^z - y_{C_1}^y, & y_2^z &= y_{C_2}^z - y_{C_2}^y \\ y_3^z &= y_{C_3}^z - y_{C_3}^y, & y_4^z &= y_{C_4}^z - y_{C_4}^y \\ z_1^z &= z_{C_1}^z - z_{C_1}^y, & z_2^z &= z_{C_2}^z - z_{C_2}^y \\ z_3^z &= z_{C_3}^z - z_{C_3}^y, & z_4^z &= z_{C_4}^z - z_{C_4}^y \end{aligned}$$

4 中机身自动调姿仿真实验

4.1 实验台搭建和靶球标定

为了对冗余控制调姿算法进行验证,以中国西飞集团某型号客机为原型,制造1:4缩比模型,使用飞机机身筒段缩比模型进行机身对接实验。模型包括机身筒段主体、调姿控制工装和三坐标定位器。图5为某型客机机身筒段缩比模型。其中,三坐标定位器编号已在图中标出。调姿对接过程采用软件 Visual Studio 2019 代码进行控制,基于 Windows10 操作系统, E-2286M 处理器,内存为 12G, Tesla T4 显卡(12G 显存)。

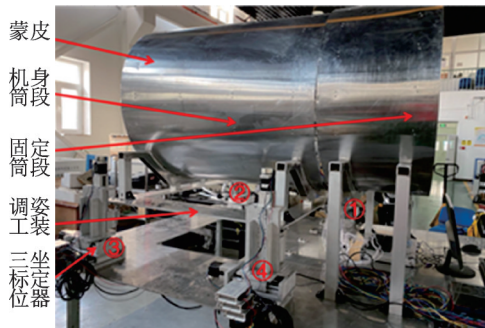


图5 某型客机机身筒段缩比模型

Fig.5 Reduced scale model of fuselage barrel of a passenger aircraft

机身筒段按照真实机身比例制造,由桁架和蒙皮组成,蒙皮厚度为0.5 mm。由于蒙皮和圆桁在重力影响下会发生一定的形变,导致机身筒段在装配前可能出现不规则的变形,因此需要控形工装保持筒段形状,这里不做深入研究。当机身筒段放置在调姿工装上时,由于安装制造误差和放置误差,故机身筒段和固定筒段轴线存在一定的位姿偏差。为了使两筒段轴线误差保持在1 mm内,用4个定位器协同控制调姿工装支撑机身筒段完成对接,具体步骤如下:

1) 完成实验台的搭建,在机身筒段和定位器球头安装靶球座,图6为靶球座布置方式示意图;

2) 利用莱卡激光跟踪仪测量靶球点空间坐标,通过3个不共线的测量点实现激光跟踪仪转站,将单点测量得到的坐标统一到同一激光跟踪仪坐标系

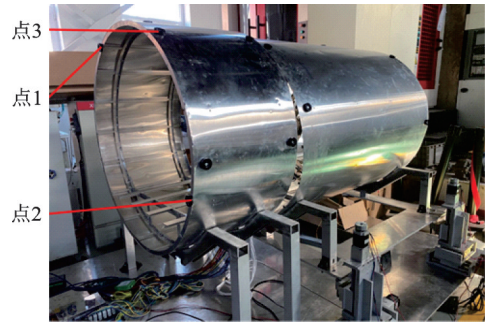


图6 靶球座布置方式示意图

Fig.6 Schematic diagram of target socket layout

下,为后续计算机身筒段和定位器位姿做准备;

3) 在空间测量分析软件中完成数据处理,将激光跟踪仪测量得到的空间坐标进行拟合,得到两筒段的轴线,并将轴线偏差和对接面圆心点坐标输入到冗余控制对接系统;

4) 通过C#编程语言完成冗余控制对接系统的搭建,将基于调姿时间动态规划的冗余控制调姿算法写入系统,完成调姿轨迹规划和定位器逆解,控制4个定位器协同运动,完成机身筒段和固定筒段的调姿对接;

5) 使用激光跟踪仪再次测量靶球点空间坐标,完成坐标系的统一,进行数据处理,对测量数据进行拟合,验证同轴度是否达到精度要求。

4.2 自动调姿仿真验证

对冗余控制调姿系统进行仿真验证,通过控制4个定位器将机身筒段运动调整到理想位置后的工作情况,在将机身筒段放置在调姿工装上时,使用激光跟踪仪50178对靶球进行测量,并使用空间测量分析软件将坐标统一到激光跟踪仪坐标系下。固定筒段标定点坐标和初始位置机身筒段标定点坐标如表1,2所示。

使用空间测量分析软件对机身筒段进行拟合,结果如图7所示。由此得到对接目标位姿 $(-142.734, 669.059, -281.960, -2.449^\circ, 90.471^\circ, 10.884^\circ)$ 和机身实际位姿 $(-262.936, 644.790, -303.824, -1.977^\circ, 90.362^\circ, 10.381^\circ)$,可计算得到位姿偏差。

表1 固定筒段标定点坐标

Tab.1 Coordinate of fixed cylinder calibration point

方向	靶球1	靶球2	靶球3	靶球4	靶球5	靶球6	靶球7	靶球8
x	372.325	321.962	221.919	168.244	-40.702	-86.239	-189.190	-243.426
y	215.884	491.831	1 029.584	1 278.110	138.414	405.365	938.857	1 197.854
z	-281.659	184.057	176.524	-299.203	-281.769	183.786	186.041	-273.795

mm

表 2 初始位置机身筒段标定点坐标

Tab.2 Initial coordinates of fuselage barrel calibration point mm

方向	靶球 1	靶球 2	靶球 3	靶球 4	靶球 5	靶球 6	靶球 7	靶球 8
<i>x</i>	-166.238	-187.260	-310.970	-369.929	-1 269.225	-1 317.172	-1 414.636	-1 465.708
<i>y</i>	113.604	244.018	905.683	1 140.429	-90.832	175.919	712.405	980.776
<i>z</i>	-295.881	53.625	171.055	-120.103	-286.768	178.403	165.678	-292.235

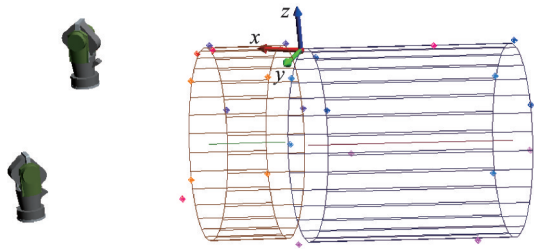


图 7 机身筒段拟合

Fig.7 Fuselage barrel fitting

在初始位姿时,定位器球头测量值如表 3 所示。根据初始位置时的位姿偏差和定位器球头位姿计算

表 3 定位器球头测量值

Tab.3 Positioner ball joint measurement mm

方向	定位器 1	定位器 2	定位器 3	定位器 4
<i>x</i>	-194.481	-1 161.569	-1 427.300	-459.249
<i>y</i>	-103.365	-277.756	1 186.086	1 364.500
<i>z</i>	-616.986	-616.372	-603.987	-608.900

得到定位器目标位姿,通过冗余控制调姿系统协同控制定位器将机身筒段送到目标位姿后,通过激光跟踪仪再次测得采用冗余控制算法调姿后机身筒段标定点坐标如表 4 所示。

表 4 冗余控制算法调姿后机身筒段标定点坐标

Tab.4 Obtain the coordinates of fuselage barrel calibration point using redundant control docking algorithm mm

方向	靶球 1	靶球 2	靶球 3	靶球 4	靶球 5	靶球 6	靶球 7	靶球 8
<i>x</i>	-81.377	212.392	-102.589	-365.606	1 029.685	1 065.189	621.822	662.690
<i>y</i>	-721.720	-286.602	-764.310	-1 153.335	-1 084.485	-1 039.291	-1 703.385	-1 634.986
<i>z</i>	-820.618	-299.628	223.672	-295.648	-713.148	65.600	-4.283	-693.625

使用空间测量分析软件对完成调姿对接的机身筒段再次进行拟合,图 8 为自动调姿后机身筒段拟合结果。得到机身实际位姿 $(-77.775, -721.720, -297.630, 0.583^\circ, -89.743^\circ, 145.794^\circ)$,此时由于激光跟踪仪位置变动,理想位姿为 $(-126.395, -689.296, -297.295, -2.449^\circ, 90.471^\circ, 10.884^\circ)$ 。

相较于传统的五项式轨迹规划算法,本研究基于时间的对接算法可以在不超出步进电机参数的情况下达到最快时间,将对接时间提高了 16%。不采用冗余控制算法调姿后机身筒段标定点坐标如表 5 所示,实际位姿为 $(-85.317, -716.704, -303.207, 0.563^\circ, -89.514^\circ, 145.253^\circ)$,在存在步进电机驱动

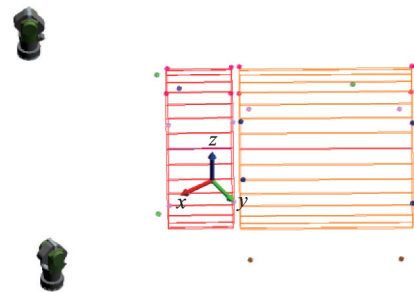


图 8 自动调姿后机身筒段拟合

Fig.8 Auto attitude adjustment rear fuselage barrel fitting

误差的情况下超出精度要求,故冗余驱动算法提高了对接精度。

根据仿真结果可以看出,笔者提出的基于调姿

表 5 不采用冗余控制算法调姿后机身筒段标定点坐标

Tab.5 Obtain the coordinates of fuselage barrel calibration point without using redundant control docking algorithm mm

方向	靶球 1	靶球 2	靶球 3	靶球 4	靶球 5	靶球 6	靶球 7	靶球 8
<i>x</i>	87.646	-180.301	-187.165	120.243	1 042.360	729.194	722.689	1 059.681
<i>y</i>	-461.716	-864.279	-864.279	-404.778	-1 057.463	-1 527.849	-1 527.849	-1 023.696
<i>z</i>	119.396	195.417	-801.301	-661.023	85.870	163.452	-781.041	-669.119

时间动态规划的冗余控制调姿算法不仅可以保证机身筒段的对接精度,且调姿过程平缓,节约调姿时间。

5 结束语

针对飞机大部件对调姿的对接精度要求,以飞机筒段和定位器为对象,提出基于调姿时间的冗余控制算法。该算法结合了激光跟踪仪测量系统,实时测量机身位姿偏差,采用全驱动冗余控制算法控制定位器运动,实现中机身对接,保证了同轴度要求。仿真实验结果表明,该调姿算法在保证精度的前提下提高了对接效率。

参 考 文 献

- [1] 孙立宁,许辉,王振华,等.工业机器人智能化应用关键共性技术综述[J].振动、测试与诊断,2021,41(2):211-219.
SUN Lining, XU Hui, WANG Zhenhua, et al. Review on key common technologies for intelligent applications of industrial robots[J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2021, 41(2): 211-219. (in Chinese)
- [2] WANG Y, GONG B, WEN X, et al. Simulation of spacecraft cabin automatic docking[C]//2021 4th International Conference on Robotics, Control and Automation Engineering.[S. l.]: IEEE, 2021: 356-361.
- [3] ZHA Q, ZHU Y, ZHANG W. Visual and automatic wing-fuselage docking based on data fusion of heterogeneous measuring equipments[J]. Journal of the Chinese Institute of Engineers, 2021, 44(8): 792-802.
- [4] QI R, TANG Y, ZHANG K. Accuracy improvement calibrations for the double-position 4-PPPS aircraft docking system[J]. Mathematical Problems in Engineering, 2020, 4358901: 1-14.
- [5] ZHU Y, HUANG X, FANG W. Trajectory planning algorithm based on quaternion for 6-DOF aircraft wing automatic position and pose adjustment method[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2010, 23(6): 707-714.
- [6] 李树军,罗浩,庞放心.柔性薄壁大部件数字化装配调姿算法研究[J].航空制造技术,2019,62(8):38-43.
LI Shujun, LUO Hao, PANG Fangxin. Research on digital assembly attitude adjustment algorithm of flexible thin-walled large parts[J]. Aviation Manufacturing Technology, 2019, 62(8): 38-43. (in Chinese)
- [7] 朱永国,黄翔,宋利康.基于理想驱动力的中机身调姿多项式轨迹规划[J].计算机集成制造系统,2015,21(7):1790-1796.
ZHU Yongguo, HUANG Xiang, SONG Likang. Polynomial trajectory planning of attitude adjustment of middle fuselage based on ideal driving force[J]. Computer Integrated Manufacturing System, 2015, 21(7): 1790-1796. (in Chinese)
- [8] 王思知,刘伦乾,朱春伟,等.机身装配中自动定位器调姿算法研究[J].机电工程,2019,48(7):63-67.
WANG Sizhi, LIU Lunqian, ZHU Chunwei, et al. Research on positioning algorithm of automatic positioner in fuselage assembly[J]. Mechanical & Electrical Engineering Technology, 2019, 48(7): 63-67. (in Chinese)
- [9] 李世其,陈栋,王峻峰.面向并联机构的舱段自动对接方法[J].华中科技大学学报(自然科学版),2020,48(10):31-37.
LI Shiqi, CHEN Dong, WANG Junfeng. Automatic docking method of cabins with parallel mechanism[J]. Journal of Huazhong University of Science and Technology (Nature Science Edition), 2020, 48(10): 31-37. (in Chinese)
- [10] 朱永国,张文博,邓正平,等.基于激光跟踪仪和机器视觉的飞机翼身对接装配偏差动态综合修正[J].机械工程学报,2019,55(24):187-196.
ZHU Yongguo, ZHANG Wenbo, DENG Zhengping, et al. Dynamic synthesis correction of deviation for aircraft wing-fuselage docking assembly based on laser tracker and machine vision[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2019, 55(24): 187-196. (in Chinese)



作者简介:杨超,男,1979年11月生,博士、正高级工程师。主要研究方向为航空测控技术。曾发表《航空测试技术》(北京:航空工业出版社,2013)等论著。
E-mail: yangc@avic-bmc.com