

DOI: 10.19650/j.cnki.cjsi.J2615080

飞机大部件调姿驱动力与轨迹协同优化方法^{*}

褚文敏¹, 周 崧¹, 滕利臣²

(1. 南京工业职业技术大学航空工程学院 南京 210023; 2. 北京机械工业自动化研究所有限公司 北京 100032)

摘 要:在飞机大部件数字化对接系统中,通常采用多台数控定位器构成的冗余驱动并联机构作为执行机构,实现飞机大部件空间位姿的精准调整。传统调姿控制方法易导致定位器局部负载过大、调姿效率偏低等问题。为此,开展飞机大部件调姿驱动力与轨迹协同优化方法研究。首先,基于螺旋理论推导位置控制轴的合理组合,针对传统轴分配方式引发远距离测点误差失控的问题,以测量点误差敏感性指数为评价指标实时优选位置轴组合。仿真结果表明该方法可有效降低飞机大部件的定位误差,且对远距离测量点的精度提升效果显著。其次,提出负载均衡的驱动力优化模型,通过罚函数法实现驱动力均衡分配,避免定位器局部过载与调姿内力过大。最后,考虑飞机大部件各维度运动特性的各向异性,提出差异化时间参数轨迹规划方法,结合粒子群算法与二分法优化轨迹参数,解决了传统均质化时间参数导致调姿效率下降的难题。为验证所提方法的有效性,搭建机翼部件调姿定位实验平台并开展多组对比实验。实验结果表明,采用所提调姿控制方法可使测量点平均定位误差降至 0.27 mm,飞机大部件平均调姿内力降至 14.5 N,平均调姿时长缩短 23.1%。研究成果可有效提升飞机大部件调姿的精准性、平稳性与高效性,为飞机大部件精准柔顺装配提供了技术支撑。

关键词:飞机装配;定位器;调姿驱动;轨迹规划;并联机构

中图分类号: TH166 **文献标识码:** A **国家标准学科分类代码:** 460.50

Coordinated optimization method for posture adjustment driving force and trajectory of large aircraft components

Chu Wenmin¹, Zhou Kuai¹, Teng Lichen²

(1. School of Aeronautical Engineering, Nanjing University of Industry Technology, Nanjing 210023, China;
2. Beijing Research Institute of Automation for Machinery Industry Co., Ltd., Beijing 100032, China)

Abstract: In the digital docking system for large aircraft components, a redundant actuated parallel mechanism composed of multiple numerical control positioners are typically employed as actuators to adjust the spatial posture of aircraft components. Traditional posture control methods may lead to excessive local loads on positioners and reduced posture adjustment efficiency. To address these issues, this study investigates a coordinated optimization method for adjustment driving forces and trajectories. First, a rational combination of position control axes is derived based on screw theory. Aiming at the out-of-control error of distant measurement points caused by traditional position control axis assignment methods, the position axis combination is optimized in real time with the error sensitivity index of measurement points as the evaluation indicator. Simulation results demonstrate that this method can effectively reduce positioning error of large aircraft components, and the accuracy improvement for distant measurement points is particularly significant. Secondly, a load-balancing driving force optimization method is proposed, and the balanced distribution of driving force is realized via the penalty function method, so as to avoid excessive local load of positioners and large internal force during pose adjustment. Finally, considering the anisotropy of motion characteristics of different dimensions of the aircraft components, a trajectory planning method with differentiated time parameters is proposed, and the trajectory parameters are optimized by combining the particle swarm optimization and the dichotomy, which overcomes the problem of reduced pose adjustment efficiency caused by traditional homogeneous time parameters. To

收稿日期: 2026-03-27 Received Date: 2026-03-27

^{*} 基金项目: 江苏省航空智能制造与数字化健康管理技术工程研究中心开放基金 (ZK25-03-01)、江苏省高等学校自然科学基金 (24KJB460020) 项目资助

validate the effectiveness of the proposed method, an aircraft wing-fuselage alignment experimental platform is built, and multiple groups of comparative experiments are carried out. The experimental results demonstrate that the posture adjustment control method proposed reduces the average positioning error of measurement points to 0.27 mm, decreases the average internal force for aircraft components to 14.5 N, and shortens the average adjustment time by 23.1%. The research findings can effectively improve the accuracy, smoothness, and efficiency of aircraft component adjustment, providing technical support for precise and compliant assembly of aircraft components.

Keywords: aircraft assembly; positioner; posture adjustment drive; trajectory planning; parallel mechanism

0 引言

飞机制造是一项跨学科、跨专业的复杂系统工程,通常被划分为“零件制造-部组件装配-全机试验”三大阶段。飞机产品尺寸巨大、结构复杂、组成零件数量多,装配工作量占整个制造周期的50%以上^[1]。其中大部件对接是作为部装与总装的核心任务之一^[2],直接决定了飞机部件的连接精度、气动外形与疲劳寿命。传统飞机大部件对接过程中,普遍需针对特定机型专门制造大型型架,再通过行车将大部件吊装至型架内,工人依靠操作经验观察配合面间隙,完成对接作业。该对接方式对工人的操作经验与技术水平要求严苛,且存在工装通用性差、定位精度不足、前期准备周期长、人工劳动强度大等突出弊端,已难以适配新一代飞机高精度、高效率、高可靠性的制造需求^[3]。

近年来,随着数字化测量技术、工业以太网技术、运动控制技术以及智能传感技术的迅速发展^[4],航空制造企业开始将数字化对接引入大部件装配。数字化对接以数字量传递飞机大部件的位姿信息,再利用计算机控制数字化工装完成飞机大部件的六自由度调姿与定位^[5-6]。与传统方法相比,数字化对接技术缩短了工装的设计和制造周期^[7],提高了飞机大部件定位的精度,装配效率也大幅提升,成为现代飞机制造的关键技术。

在数字化对接系统中,数控定位器是核心执行单元^[8]。数控定位器本质上是一台三轴伺服平台,可在X/Y/Z方向按照预定的程序运动,还同时集成了三维力传感器,可实现位移和驱动力的全闭环控制^[9]。多个数控定位器通过球铰与飞机大部件相连^[10],构成冗余驱动并联调姿机构。与一般并联机构相比,冗余驱动并联调姿机构采用6条以上驱动关节,刚度与承载能力显著提升。王耀军等^[11-12]的研究表明冗余驱动可以提高平台承载能力和运动精度、降低机构的关节内力、减少机构工作的奇异区间。Nokleby等^[13]运用螺旋理论系统研究了冗余并联机器人的力传递效率,指出在保持相同负载水平时,冗余驱动可降低关节驱动力,提高力传递能力。上述研究成果为飞机大部件调姿采用冗余驱动并联机构提供了理论依据。

当前,冗余驱动并联调姿机构的传统控制方法多为

全位置控制方法,即根据对接任务规划调姿轨迹,通过逆运动学计算定位器位移曲线,进而驱动电机实现多个定位器的协同运动^[14]。然而,在实际调姿过程中,由于各轴运动误差始终存在,若定位器各轴均采用位置控制,可能导致定位器产生的较大相互作用力,极易造成飞机大部件变形或者定位器损坏。因此,需对部分轴采用位置控制,其余轴采用力伺服控制。然而,不同位置控制轴组合下机构运动性能存在差异,不合理的轴选择方式不仅会增大定位误差,甚至可能使机构进入奇异位形而失控^[15]。Driels等^[16]采用机构雅可比矩阵的条件数描述机构的运动性能,雅可比条件数越小机构的运动精度越高。然而但飞机大部件定位偏差通常由测量点误差表征^[17],机构自身定位误差无法准确反映部件的实际定位精度。

与此同时,由于冗余驱动调姿机构驱动轴的数量多于机构的自由度,因此飞机大部件姿态调整时的驱动力分配具有不确定性。Chu等^[18]在飞机大部件调姿混合控制系统中,使用运用比例-积分-微分(proportional-integral-derivative, PID)控制器尽可能降低力控制轴的驱动力,实验结果表明该控制方法能有效降低调姿内力。但该驱动力控制策略没有根据调姿机构的动力学模型动态调整各轴的驱动力,可能导致调姿过程中定位器部分轴的驱动力过载。郭志敏等^[19]将内力控制引入调姿机构,通过构造广义逆矩阵得到关节驱动力的最小二范数解,较小的驱动力可以提高系统的控制精度以及运动稳定性。但这种驱动力分配方式没有考虑定位器各轴负载能力差异,可能导致定位器驱动力负载失衡,造成定位器和飞机大部件变形,影响大型构件的调姿精度和设备的使用寿命。

此外,飞机大部件尺寸大、质量重且支撑点少,调姿轨迹规划直接影响调姿平稳性与效率。不合理的调姿轨迹有可能造成对定位器的冲击,造成定位器变形,并引起部件的振动,影响部件和设备的安全。当前轨迹规划主要是按最小冲击、最优能耗^[20]或最短时间^[21]等准则优化轨迹参数^[22-23]。王桂荣等^[24]在对机械臂进行动力学建模基础上建立了运动学约束下的时间优化目标函数,提出了一种多策略改进粒子群优化算法,优化后的关节运动曲线连续无突变、运动时间显著减少。为了降低能耗,李茂月等^[25]针对航空发动机叶片复杂曲面测量中效率与精度难以兼顾的难题,以机械臂运行时间与末端最大

振动速度为优化目标,采用改进多目标灰狼优化算法进行轨迹优化,实现测量效率、成像质量与三维重建精度的协同提升。然而,飞机大部件各维度动力学特性存在显著差异,加之定位器各轴机械结构不尽相同,使得部件在不同运动维度上呈现明显的各向异性^[26]。传统轨迹规划方法对各维度采用均质化时间参数,导致调姿过程中部分运动维度被迫降低响应速度,严重制约了飞机大部件的调姿效率。

综上所述,现有调姿控制方法难以满足飞机大部件高效、高精度装配需求。为此,本文首先基于螺旋理论推导冗余驱动并联机构的位置控制轴的合理组合,并根据测量点误差敏感性指数实时优选轴组合,使机构始终保持最优运动性能;其次,建立调姿机构多体动力学模型,采用负载均衡策略优化驱动力分配;最后,在驱动力均衡的基础上,对飞机大部件各维度轨迹参数进行差异化设计,提升姿态调整效率。实验结果表明,本文提出的调姿驱动力与轨迹协同优化方法,在显著提高飞机大部件定位精度的同时,实现了驱动力分配优化与调姿效率提升。

1 飞机大部件调姿系统

如图1所示的机翼大部件调姿系统包含3个数控定位器,每个数控定位器具有X/Y/Z这3个相互垂直的自由度。定位器通过由球头和球窝组成的球铰结构与托架相连,构成冗余驱动并联机构^[27]。球窝下方安装了三维力传感器,可实时监测球铰在X/Y/Z这3个方向上的接触力^[28]。通过多个定位器的协同运动,可实现机翼部件空间六自由度调姿^[29]。机翼部件固定在托架上,机翼上布置有多个测量点,通过激光跟踪仪对这些测量点进行测量,可以获得部件的空间位姿^[30]。

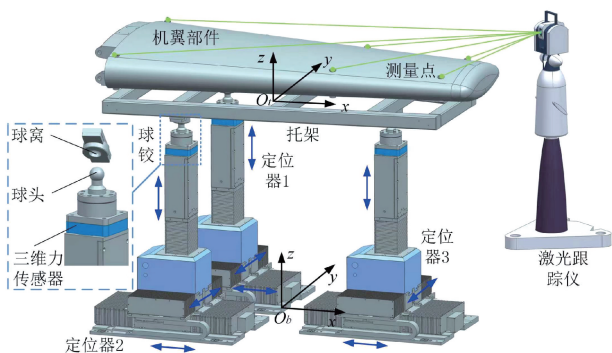


图1 飞机大部件调姿系统

Fig. 1 Adjustment and positioning system for aircraft large components

为描述调姿系统各组件间的空间运动关系,建立基坐标系与末端坐标系。其中,基坐标系 O_b-xyz 作为

机翼调姿系统的全局基准坐标系,其Z轴与水平面保持垂直;末端坐标系 O_t-xyz 与机翼部件(末端)固连,用于表征机翼部件的空间位置与姿态。机翼部件上布设有若干测量点,这些测量点在末端坐标系下的坐标是已知的,在基坐标系下的坐标可以通过激光跟踪仪测量得到。

根据坐标系转换原理,机翼部件上的测量点在基坐标系下的坐标 $M_i^b = [x_{m,i}^b \ y_{m,i}^b \ z_{m,i}^b]^T$ 和在末端坐标系下的坐标 $M_i^t = [x_{m,i}^t \ y_{m,i}^t \ z_{m,i}^t]^T$ 满足式(1),即:

$$M_i^b = R_i^b M_i^t + T_i^b \quad (1)$$

其中, R_i^b 为机翼部件相对于基坐标系的姿态矩阵, T_i^b 为机翼部件相对于基坐标系的位置向量,具体分别表示^[31]为:

$$R_i^b = \begin{bmatrix} c\gamma c\beta & c\gamma s\beta s\alpha - s\gamma c\alpha & c\gamma s\beta c\alpha + s\gamma s\alpha \\ s\gamma c\beta & s\gamma s\beta s\alpha - c\gamma c\alpha & s\gamma s\beta c\alpha - c\gamma s\alpha \\ -s\beta & c\beta s\alpha & c\beta c\alpha \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$T_i^b = [x \ y \ z]^T \quad (3)$$

其中, $c \cdot$ 代表 $\cos(\cdot)$, $s \cdot$ 代表 $\sin(\cdot)$, (α, β, γ) 代表机翼部件相对于基坐标系的姿态角, (x, y, z) 为机翼部件相对于基坐标系的位置。因此,通过测量3个或3个以上机翼测量点在基坐标系下的坐标可以计算出机翼部件相当于基坐标系的空间位姿 $S_i^b = [\alpha \ \beta \ \gamma \ x \ y \ z]^T$ 。

球铰 j 的中心为机翼托架组件和定位器的公共点,设球铰 j 的中心在机翼坐标系下的坐标为 $Q_j^t = [x_{q,j}^t \ y_{q,j}^t \ z_{q,j}^t]^T$ 为已知量;在基坐标系下的坐标为 $Q_j^b = [x_{q,j}^b \ y_{q,j}^b \ z_{q,j}^b]^T$,可根据伺服控制系统反馈得到。根据刚体转动原理,球铰中心在末端的坐标 Q_j^t 和在基坐标系下的坐标 Q_j^b 满足式(4),即:

$$Q_j^b = R_i^b Q_j^t + T_i^b \quad (4)$$

由式(4)可知,通过定位器运动调整球铰中在基坐标系中的坐标 Q_j^b ,可实现机翼的位姿调整和定位。对于由3个定位器组成的调姿机构而言,若采用全位置控制方法调整3个球铰中心在基坐标系下的坐标,需要移动驱动定位器的9个轴。因此机翼部件的空间位姿和球头中心的坐标存在的映射关系为:

$$S_i^b = f(Q_1^b, Q_2^b, Q_3^b) \quad (5)$$

由式(5)可以发现,机翼部件姿态调整时,定位器驱动轴的数量超过了机翼部件的自由度,导致定位器之间相互制约,产生调姿内力,极易造成调姿部件变形或者定位器损坏。因此,为了实现机翼部件的弱应力调姿,需要选择6个轴进行位置控制,用于调整机翼部件位姿,其他轴使用力伺服进行控制,用于释放过度约束。通过这种混合控制的方式,可以降低调姿过程中因驱动轴不协调而产生的调姿应力。

2 调姿系统位置控制轴优选

2.1 位置控制轴选择合理性分析

在空间机构分析中,螺旋理论是一种有效的数学工具,六维螺旋量可同时表征空间直线的方向与位置。对机构进行空间运动分析时,可通过求解机构螺旋系的秩,判断其所受约束数目与自由度数。定位器的滑动轴可以简化为一条经过球铰中心的空间直线 AB ,直线 AB 的方向用矢量 L 表示,直线在空间的位置由直线上某点的位置矢量 r 决定。对于直线上任意一点,满足 $L_0 = r \times L$, L_0 即为直线 AB 对原点的线矩, $C = (L; L_0)$ 为直线 AB 的螺旋表达式,如图2所示。

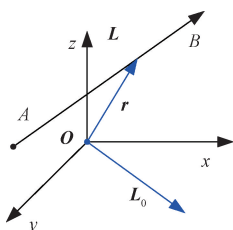


图2 空间直线 AB 的螺旋表示

Fig. 2 Helical representation of spatial line AB

由于定位器 Z 轴需要承受大部件重力,可以确定作为主动的位置控制。根据螺旋理论,3个定位器的 Z 轴所对应的螺旋系为:

$$\begin{cases} C_1^z = (0 \ 0 \ 1; y_{q,1}^b - x_{q,1}^b \ 0) \\ C_2^z = (0 \ 0 \ 1; y_{q,2}^b - x_{q,2}^b \ 0) \\ C_3^z = (0 \ 0 \ 1; y_{q,3}^b - x_{q,3}^b \ 0) \end{cases} \quad (6)$$

螺旋系 $\{C_1^z \ C_2^z \ C_3^z\}$ 的秩为3,说明3个定位器 Z 轴只能限制大部件的3个自由度。因此还需要增加3个位置控制轴,假设增加3个 X 轴作为位置控制轴,则调姿机构位置控制轴所对应的螺旋系为:

$$\begin{cases} C_1^x = (0 \ 0 \ 1; y_{q,1}^b - x_{q,1}^b \ 0) \\ C_2^x = (0 \ 0 \ 1; y_{q,2}^b - x_{q,2}^b \ 0) \\ C_3^x = (0 \ 0 \ 1; y_{q,3}^b - x_{q,3}^b \ 0) \\ C_1^x = (1 \ 0 \ 0; 0 \ z_{q,1}^b - y_{q,1}^b) \\ C_2^x = (1 \ 0 \ 0; 0 \ z_{q,2}^b - y_{q,2}^b) \\ C_3^x = (1 \ 0 \ 0; 0 \ z_{q,3}^b - y_{q,3}^b) \end{cases} \quad (7)$$

该螺旋系的秩最大为5,无法限制大部件的6个自由度;同理,增加3个定位器的 Y 轴作为位置控制轴也无法限制大部件的6个自由度。因此需要选择两个 X 轴和一个 Y 轴或两个 Y 轴一个 X 轴作为位置控制轴。位置控制轴可能组合有 $C_6^3 - 2 = 18$ 种。若选择定位器 i 和定位器 j 的 X 轴为位置控制轴,再从3个 Y 轴中任选一个

Y 轴(例如定位器 k 的 Y 轴)作为位置轴。调姿机构位置控制轴螺旋系的行列式不等于0,则有:

$$\begin{vmatrix} 0 & 0 & 1; y_{q,1}^b - x_{q,1}^b & 0 \\ 0 & 0 & 1; y_{q,2}^b - x_{q,2}^b & 0 \\ 0 & 0 & 1; y_{q,3}^b - x_{q,3}^b & 0 \\ 1 & 0 & 0; 0 & z_{q,i}^b - y_{q,i}^b \\ 1 & 0 & 0; 0 & z_{q,j}^b - y_{q,j}^b \\ 0 & 1 & 0; -z_{q,k}^b & 0 \end{vmatrix} \neq 0, \quad i \neq j \quad (8)$$

可以计算出 $y_{q,i}^b \neq y_{q,j}^b$ 。同理若选择两个 Y 轴一个 X 轴作为位置控制轴,则 $x_{q,i}^b \neq x_{q,j}^b$ 。

2.2 基于测量点敏感指数的位置控制轴优选策略

通过上述分析可知,调姿机构存在多种满足六自由度约束的位置控制轴组合。但不同轴组合对应的机构运动性能存在明显差异。由于飞机大部件的定位偏差通常由调姿测量点的误差直接表征,因此可采用测量点误差敏感性指数对调姿机构运动性能进行分析与评价,进而确定最优轴组合选取策略。

设飞机大部件上一点 P ,该点在末端坐标系下的坐标为 $P^t = [x_p^t \ y_p^t \ z_p^t]^T$,在基坐标系下的坐标为 $P^b = [x_p^b \ y_p^b \ z_p^b]^T$,根据坐标系转换原理,点 P 在基坐标系下的误差可以表示为:

$$\Delta P^b = \Delta(R_t^b P^t + T_t^b) = \Delta R_t^b P^t + \Delta T_t^b \quad (9)$$

式中: $\Delta P^b = [\Delta x_p^b \ \Delta y_p^b \ \Delta z_p^b]^T$; ΔR_t^b 是大部件的姿态误差矩阵; ΔT_t^b 是大部件的位置误差向量。设大部件的姿态角误差为 $\Delta \omega = [\Delta \alpha \ \Delta \beta \ \Delta \gamma]^T$,大部件实际姿态矩阵为 R_t^b ,大部件相对于理论姿态的姿态角偏差矩阵为 δR_t^b ,则 $R_t^b = R_t^b \delta R_t^b$ 。当 $\Delta \omega$ 趋近于无穷小时有:

$$\delta R_t^b = \begin{bmatrix} 1 & -\Delta \gamma & \Delta \beta \\ \Delta \gamma & 1 & -\Delta \alpha \\ -\Delta \beta & \Delta \alpha & 1 \end{bmatrix} \quad (10)$$

因此大部件的姿态误差矩阵可以表示为:

$$\Delta R_t^b = R_t^b - R_t^b = R_t^b \begin{bmatrix} 0 & -\Delta \gamma & \Delta \beta \\ \Delta \gamma & 0 & -\Delta \alpha \\ -\Delta \beta & \Delta \alpha & 0 \end{bmatrix} \quad (11)$$

将式(11)代入式(9)得:

$$\begin{bmatrix} \Delta x_p^b \\ \Delta y_p^b \\ \Delta z_p^b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} R_t^b \cdot P^t \times e_x & e_x^T \\ R_t^b \cdot P^t \times e_y & e_y^T \\ R_t^b \cdot P^t \times e_z & e_z^T \end{bmatrix} \Delta S \quad (12)$$

式中: $\Delta S = [\Delta \alpha \ \Delta \beta \ \Delta \gamma \ \Delta x \ \Delta y \ \Delta z]^T$ 为大部件的位姿偏差; $\{e_x, e_y, e_z\}$ 为基坐标系的单位方向矢量。设定位器 j 的各轴的运动误差向量为 $[\Delta x_{q,j}^b \ \Delta y_{q,j}^b \ \Delta z_{q,j}^b]^T$,则与大部件的位姿偏差 ΔS 之间的映射关系可以表示为:

$$[\Delta x_{q,j}^b \ \Delta y_{q,j}^b \ \Delta z_{q,j}^b]^T = [J_{j,x} \ J_{j,y} \ J_{j,z}]^T \Delta S \quad (13)$$

其中:

$$\begin{cases} J_{j,x} = [R_i^b \cdot Q_j^t \times e_x e_x^T] \\ J_{j,y} = [R_i^b \cdot Q_j^t \times e_y e_y^T] \\ J_{j,z} = [R_i^b \cdot Q_j^t \times e_z e_z^T] \end{cases} \quad (14)$$

式中: $J_{j,x}$, $J_{j,y}$ 和 $J_{j,z}$ 分别代表定位器 j 的 $X/Y/Z$ 轴所对应的雅可比向量。令 ΔD_6 为调姿机构位置控制轴的运动误差向量, J_6 为调姿机构位置控制轴对应的雅可比矩阵, 因此有:

$$\Delta D_6 = J_6 \Delta S \quad (15)$$

传统运动学理论采用机构雅可比矩阵的条件数描述机构的运动性能, 雅可比条件数越小机构末端的位姿偏差越小。调姿机构雅可比矩阵 J_6 的条件数用 $\text{cond}(J_6)$ 表示。然而在飞机装配过程中, 大部件的定位偏差是通过测量点的误差表征的, 根据式 (12), 测量点的误差可以表示为:

$$\Delta M_i^b = E(M_i^t) \Delta S \quad (16)$$

其中:

$$E(M_i^t) = \begin{bmatrix} R_i^b \cdot M_i^t \times e_x & e_x^T \\ R_i^b \cdot M_i^t \times e_y & e_y^T \\ R_i^b \cdot M_i^t \times e_z & e_z^T \end{bmatrix} \quad (17)$$

因此有:

$$\Delta M^b = E(M^t) \Delta S \quad (18)$$

其中:

$$\begin{cases} \Delta M^b = [\Delta M_1^b \cdots \Delta M_n^b] \\ E(M^t) = [E(M_1^t) \cdots E(M_n^t)]^T \end{cases} \quad (19)$$

联立式 (15) 和 (18), 有:

$$\Delta D_6 = H \Delta M^b \quad (20)$$

式中: $H = J_6(E(M^t)^T E(M^t))^{-1} E(M^t)^T$ 。对于线性方程组 $\Delta D_6 = H \Delta M^b$, 系数矩阵 H 的条件数用 $\text{cond}(H)$ 表示, 它反映解向量 ΔM^b 对常数项向量 ΔD_6 变化的敏感性, 条件数越大敏感越强。对于矩阵 H , 其条件数等于 H 的 2-范数与 H 的逆的 2-范数的乘积, 则:

$$\text{cond}(H) = \|H\| \|H^{-1}\| \quad (21)$$

为了减小定位器的运动误差对测量点误差的影响, 应该使矩阵 H 的条件数具有较小的值。因此 $\text{cond}(H)$ 可以作为测量点的敏感性指数。 $\text{cond}(H)$ 与调姿机构位置控制轴的选择以及大部件的姿态矩阵有关。因此大部件姿态调整时应根据测量点的误差敏感性指数及时修正位置控制轴组合, 使飞机大部件始终具有最佳的定位精度。

2.3 飞机大部件定位精度分析

飞机大部件调姿过程中测量点的敏感性指数是实时变化的, 无法得到测量点的坐标解析式, 因此难以通过解析法分析测量点的误差。蒙特卡洛仿真是一种基于随机抽样和统计分析的数值计算方法, 通过大量重复模拟实

验来估计复杂系统的概率特性, 其核心原理是将解析模型转化为概率模型, 通过生成随机数模拟参数的不确定性, 最终通过大数定律收敛到参数特征的近似解。由式 (15) 可以发现, 大部件姿态调整时, 其定位偏差是由位置控制轴的误差决定的。由于在调姿前需要对定位器进行校准, 可以认为影响位置控制轴的误差的主要因素是定位器的重复定位精度。重复定位精度受伺服系统特性、进给系统的间隙与刚性以及摩擦特性等因素的影响, 一般情况下, 重复定位精度是呈正态分布的偶然性误差。所选用的定位器的 3 个轴的重复定位不确定度为 0.05 mm。飞机大部件定位精度分析的其他仿真参数如表 1 所示。

表 1 飞机大部件定位精度仿真参数

Table 1 Simulation parameters for positioning accuracy of large aircraft components (mm)

特征	x	y	z
测量点 1	-600	350	118
测量点 2	-600	-350	118
测量点 3	400	300	115
测量点 4	400	-300	115
测量点 5	1 200	250	110
测量点 6	1 200	-250	110
球铰中心 1	-350	200	-80
球铰中心 2	-350	-200	-80
球铰中心 3	450	0	-80

蒙特卡洛仿真时飞机大部件的初始姿态角和目标姿态角在 $(-0.5 \text{ rad}, 0.5 \text{ rad})$ 区间随机选取, 初始位置和目标位置在 $(-500 \text{ mm}, 500 \text{ mm})$ 区间随机选取。当初始姿态角与目标姿态角的差值小于 0.2 rad 或初始位置与目标位置的偏差小于 100 mm 时, 重新选取飞机大部件的初始位姿和目标位姿。飞机大部件定位精度蒙特卡洛仿真的具体过程为:

- 1) 随机产生飞机大部件的初始位姿 S_i 和目标位姿 S_T ;
- 2) 根据测量点的敏感性指数或调姿机构的雅可比矩阵条件数计算位置控制轴的合理组合, 并将调姿过程分为 n 阶段, 其中第 k 阶段飞机大部件的位姿调整量为 δS^k ;
- 3) 根据定位器的运动不确定度, 随机产生调姿机构位置控制轴的运动误差 $\Delta \hat{d}_{p,j}^b$;
- 4) 根据式 (15) 计算第 k 阶段飞机大部件的位姿偏差 ΔS^k ;
- 5) 计算飞机大部件最终的位姿 $\hat{S}_T = S_i + \sum \Delta S^k$;

6) 根据式(2)计算测量点 i 的实际空间坐标 $\hat{M}_i^b$ 。

重复步骤 1)~6) 共 1 000 次,统计测量点的位置误差,实验结果如图 3~5 所示。

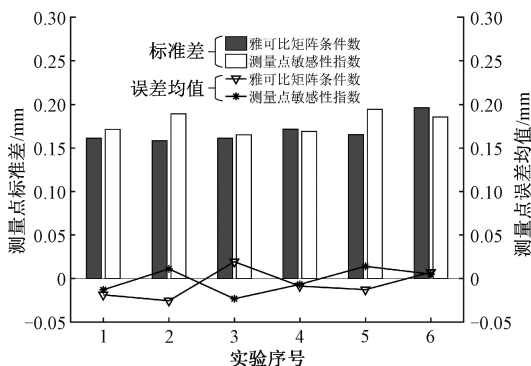


图3 测量点的 X 向标准差与误差均值

Fig. 3 Standard deviation and mean error in the X direction of measurement points

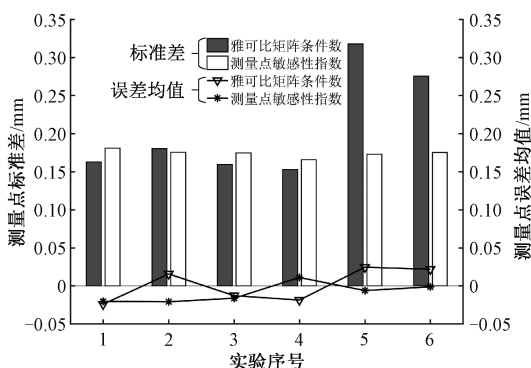


图4 测量点的 Y 向标准差与误差均值

Fig. 4 Standard deviation and mean error in the Y direction of measurement points

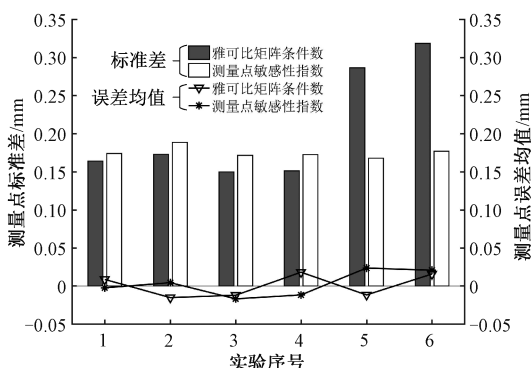


图5 测量点的 Z 向标准差与误差均值

Fig. 5 Standard deviation and mean error in the Z direction of measurement points

差的均值均远小于其标准差,说明测量点误差的主要来源是随机因素。当采用测量点的敏感指数进行位置控制轴优化时测量点标准差的平均值为 0.174 mm,相比根据调姿机构的雅可比矩阵条件数进行调姿机构位置控制轴优化降低了 10.7%,能使测量点定位误差控制处于更优水平。

2) 进一步分析表明,靠近末端坐标系原点的测量点(如测量点 1~4)标准差差异较小;而测量点距离末端坐标系原点越远,两种位置控制轴选择策略的效果差异越显著。主要原因在于传统雅可比矩阵条件数仅关注机构末端运动精度,未考虑测量点的空间位置差异,导致远距离测点误差偏大。测量点误差敏感性指数直接反映全体测量点的实际位置偏差,据此优化位置控制轴组合,可有效解决远距离测点误差失控问题。

3 调姿驱动力和轨迹协同优化

3.1 调姿机构驱动力优化

由于冗余驱动并联机构驱动轴的数量多于机构的自由度,因此飞机大部件姿态调整时驱动力的分配具有不确定性。非均衡的驱动力分配策略易引发定位器部分轴输出力异常,产生过大调姿内力,造成大部件变形和定位器过载,影响大部件的调姿精度和设备的使用寿命。为建立驱动力与调姿轨迹的映射关系,需构建调姿机构的动力学模型。根据牛顿-欧拉方程,由 3 个定位器构成的并联机构,在基坐标系下大部件的运动学方程可以表示为:

$$\sum_{i=1}^3 \mathbf{F}_i^b + \mathbf{G}_m = m\mathbf{a}_t^b \quad (22)$$

式中: $\mathbf{F}_i^b = [F_i^x \ F_i^y \ F_i^z]^T$ 为调姿过程中定位器 i 的对大部件的驱动力; $\mathbf{G}_m = [0 \ 0 \ -mg]^T$ 为末端组件的重力矩阵; $\mathbf{a}_t^b$ 为大部件的加速度。根据欧拉方程,刚体坐标系下飞机大部件的角动力学方程为:

$$\sum_{i=1}^3 \mathbf{Q}_i^t \times ((\mathbf{R}_i^t)^T \mathbf{F}_i^b) + \mathbf{Q}_m^t \times ((\mathbf{R}_t^t)^T \mathbf{G}_m) = \mathbf{I}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{I}\boldsymbol{\omega}) \quad (23)$$

式中: $\mathbf{I}$ 为末端组件的惯性张量矩阵; $\mathbf{Q}_m^t$ 为末端组件的重心位置; $\boldsymbol{\omega}$ 为大部件的刚体角速度; $\dot{\boldsymbol{\omega}}$ 为大部件的刚体角加速度。

$$\boldsymbol{\omega} = \begin{bmatrix} \dot{\alpha} - \dot{\gamma} \sin \alpha \\ \dot{\beta} \cos \alpha + \dot{\gamma} \sin \alpha \cos \beta \\ \dot{\gamma} \cos \alpha \cos \beta - \dot{\beta} \sin \alpha \end{bmatrix} \quad (24)$$

定位器的驱动力 $\mathbf{F}_i^d$ 除用于驱动大部件运动外,还用于克服自身的摩擦力和惯性力,根据牛顿第二定律建立定位器的动力学方程,即:

通过仿真发现:

1) 无论采用何种位置控制轴的选择策略,测量点误

$$\mathbf{F}_i^d - \mathbf{F}_i^b = \mathbf{U}_i \mathbf{F}_i^N + \mathbf{M}_i \mathbf{A}_i \quad (25)$$

式中: $\mathbf{U}_i$ 、 $\mathbf{M}_i$ 、 $\mathbf{A}_i$ 分别为定位器 i 的摩擦系数矩阵、惯性系数矩阵和加速度矩阵。

$$\begin{cases} \mathbf{U}_i = \text{diag}(u_i^x, u_i^y, u_i^z) \\ \mathbf{M}_i = \text{diag}(m_i^x + m_i^y + m_i^z, m_i^y + m_i^z, m_i^z) \\ \mathbf{A}_i = \text{diag}(a_{i,x}^b, a_{i,y}^b, a_{i,z}^b + g) \end{cases} \quad (26)$$

式中: u_i^x, u_i^y, u_i^z 为定位器 i 各向滑动副的摩擦系数; m_i^x, m_i^y, m_i^z 为定位器 i 的 X 轴平移台、 Y 轴平移台、 Z 轴升降台的质量; $a_{i,x}^b, a_{i,y}^b, a_{i,z}^b$ 为定位器 i 各轴输出的加速度, 其表达式为

$$\mathbf{a}_i^b = \frac{d^2(\mathbf{R}_i^b \mathbf{Q}_i^t + \mathbf{T}_i^b)}{dt^2} = [a_{i,x}^b, a_{i,y}^b, a_{i,z}^b]^T \quad (27)$$

式(25)中, $\mathbf{F}_i^N$ 为定位器 i 各轴受到的负载压力, 主要来大部件对定位器的反作用力以及自各轴平移台的惯性力, 因此 $\mathbf{F}_i^N$ 可以表示为:

$$\mathbf{F}_i^N = \begin{bmatrix} \| [F_i^y, F_i^z] + (m_i^x + m_i^y + m_i^z) [a_{i,y}^b, a_{i,z}^b + g] \| \\ \| [F_i^x, F_i^z] + (m_i^y + m_i^z) [a_{i,x}^b, a_{i,z}^b + g] \| \\ \| [F_i^x, F_i^y] + m_i^z [a_{i,x}^b, a_{i,y}^b] \| \end{bmatrix} \quad (28)$$

式中: $\|\cdot\|$ 表示向量 $\cdot$ 的2-范数。将式(25)代入式(22)和(23)得到调姿机构的动力学模型为:

$$\begin{cases} \sum_{i=1}^3 \mathbf{F}_i^d = \sum_{i=1}^3 (\mathbf{U}_i \mathbf{F}_i^N + \mathbf{M}_i \mathbf{A}_i) + m \mathbf{a}_t^b - \mathbf{G}_m \\ \sum_{i=1}^3 \hat{\mathbf{Q}}_i^t (\mathbf{R}_i^b)^T \mathbf{F}_i^d = \sum_{i=1}^3 \hat{\mathbf{Q}}_i^t ((\mathbf{R}_i^b)^T (\mathbf{U}_i \mathbf{F}_i^N + \mathbf{M}_i \mathbf{A}_i)) + \mathbf{I} \dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{I} \boldsymbol{\omega}) - \mathbf{Q}_m^t \times ((\mathbf{R}_i^b)^T \mathbf{G}_m) \end{cases} \quad (29)$$

式中: $\hat{\mathbf{Q}}_i^t$ 是 $\mathbf{Q}_i^t$ 的反斜对称矩阵, 可以表示为:

$$\hat{\mathbf{Q}}_i^t = \begin{bmatrix} 0 & -z_{q,i}^t & y_{q,i}^t \\ z_{q,i}^t & 0 & -x_{q,i}^t \\ -y_{q,i}^t & x_{q,i}^t & 0 \end{bmatrix} \quad (30)$$

将式(28)写出矩阵相乘得形式:

$$\mathbf{H} \cdot \mathbf{F} = \mathbf{L} \quad (31)$$

其中:

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} \mathbf{E}_{3 \times 3} & \mathbf{E}_{3 \times 3} & \mathbf{E}_{3 \times 3} \\ \hat{\mathbf{Q}}_1^t (\mathbf{R}_1^b)^T & \hat{\mathbf{Q}}_2^t (\mathbf{R}_2^b)^T & \hat{\mathbf{Q}}_3^t (\mathbf{R}_3^b)^T \end{bmatrix} \quad (32)$$

$$\mathbf{F} = [\mathbf{F}_1^d, \mathbf{F}_2^d, \mathbf{F}_3^d]^T = [\mathbf{F}_1, \mathbf{F}_2, \mathbf{F}_3]^T \quad (33)$$

$$\mathbf{L} = \begin{bmatrix} \sum_{i=1}^3 (\mathbf{U}_i \mathbf{F}_i^N + \mathbf{M}_i \mathbf{A}_i) + m \mathbf{a}_t^b - \mathbf{G}_m \\ \sum_{i=1}^3 \hat{\mathbf{Q}}_i^t ((\mathbf{R}_i^b)^T (\mathbf{U}_i \mathbf{F}_i^N + \mathbf{M}_i \mathbf{A}_i)) + \mathbf{I} \dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{I} \boldsymbol{\omega}) - \mathbf{Q}_m^t \times ((\mathbf{R}_i^b)^T \mathbf{G}_m) \end{bmatrix} \quad (34)$$

式中: $\mathbf{E}_{3 \times 3}$ 是三阶单位矩阵; $\mathbf{F}_l$ 代表调姿机构第 l 个轴的驱动力, 式(31)中包含6个等式和9个未知数($\mathbf{F}_l$)。因此在相同的调姿轨迹下, 调姿机构驱动力的分配具有不确定性, 需要根据一定的优化目标对驱动力进行优化。设调姿机构第 l 轴的额定驱动力为 F_l^{nom} , 定义 ξ_l 为第 l 轴的负载系数。

$$\xi_l = F_l / F_l^{\text{nom}} \quad (35)$$

定位器轴的驱动力 F_l 越接近额定驱动力, 负载系数越大, 调姿机构的稳定性越差, 在进行装配驱动力分配时, 应尽可能的均衡各轴的负载系数。因此, 大型构件调姿驱动力优化模型可以表示为:

$$\begin{cases} \min \text{Fit}(\mathbf{F}) = \sum_{l=1}^9 \left(\xi_l - \frac{1}{9} \sum_{l=1}^9 \xi_l \right)^2 \\ \text{s. t. } \mathbf{H} \cdot \mathbf{F} - \mathbf{L} = 0 \end{cases} \quad (36)$$

上述调姿驱动力优化模型为等式约束的非线性优化问题, 采用罚函数法将约束优化问题转化为无约束优化。定义罚函数 $Q_k(\mathbf{F})$:

$$Q_k(\mathbf{F}) = \text{Fit}(\mathbf{F}) + \sigma_k \|\mathbf{H} \cdot \mathbf{F} - \mathbf{L}\|^2 \quad (37)$$

式中: σ_k 为惩罚因子, 采用罚函数法进行调姿驱动力优化的算法流程为:

- 1) 根据经验选取调姿驱动力初值 $\mathbf{F}^0$, 初始惩罚因子 σ_0 , 放大系数 c ($c > 1$), 终止准则 ε , 令 $k = 0$;
- 2) 计算罚函数的梯度向量 $\nabla Q^k(\mathbf{F}^k) = 0$;
- 3) 若 $\sigma_k \|\mathbf{H} \cdot \mathbf{F}^k - \mathbf{L}\|^2 < \varepsilon$, 则 $\hat{\mathbf{F}} = \mathbf{F}^k$ 即为最优驱动力值, 否则 $\sigma^{k+1} = c\sigma^k$, 转至流程2)。

罚函数法是根据某一时刻的调姿轨迹获得的该时刻的最优驱动力。设调姿用时为 t_e , 调姿驱动力优化的时间间隔为 T , 则优化得到的最优驱动力序列可以表示为 $\hat{\mathbf{F}}_m = [\hat{\mathbf{F}}_{1,m}, \dots, \hat{\mathbf{F}}_{9,m}]^T$, $m = \{0, 1, \dots, n\}$, $n = \text{floor}(t_e/T)$, 其中 $\text{floor}(\cdot)$ 代表 $\cdot$ 的整数部分。考虑到拟合的精度和运算的复杂程度, 采用五次多项式进行驱动力的拟合, 所构建的驱动力拟合方程组为:

$$\begin{cases} \hat{\mathbf{F}}_{j,1} = a_0^j + a_1^j T + a_2^j T^2 + a_3^j T^3 + a_4^j T^4 + a_5^j T^5 \\ \hat{\mathbf{F}}_{j,2} = a_0^j + a_1^j (2T) + a_2^j (2T)^2 + a_3^j (2T)^3 + a_4^j (2T)^4 + a_5^j (2T)^5 \\ \vdots \\ \hat{\mathbf{F}}_{j,n} = a_0^j + a_1^j (nT) + a_2^j (nT)^2 + a_3^j (nT)^3 + a_4^j (nT)^4 + a_5^j (nT)^5 \end{cases} \quad (38)$$

将式(38)写成矩阵相乘的形式, 即:

$$\mathbf{L}_j = \mathbf{N} \mathbf{A}_j \quad (39)$$

其中:

$$\begin{cases} \mathbf{L}_j = [\hat{F}_{j,1} \ \hat{F}_{j,2} \ \cdots \ \hat{F}_{j,n}]^T \\ \mathbf{N} = \begin{bmatrix} 1 & T & \cdots & T^5 \\ 1 & 2T & \cdots & (2T)^5 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 1 & nT & \cdots & (nT)^5 \end{bmatrix} \\ \mathbf{A}_j = [a_0^j \ a_1^j \ \cdots \ a_5^j]^T \end{cases} \quad (40)$$

采用最小二乘法最小化驱动力拟合残差的平方,计算出系数 $\mathbf{A}_j$ 的最小二乘解为:

$$\tilde{\mathbf{A}}_j = (\mathbf{N}^T \mathbf{N})^{-1} \mathbf{N}^T \mathbf{L}_j = [\tilde{a}_0^j \ \tilde{a}_1^j \ \cdots \ \tilde{a}_5^j]^T \quad (41)$$

因此,调姿驱动力的实时解为:

$$\tilde{F}_j(t) = \tilde{a}_0^j + \tilde{a}_1^j t + \tilde{a}_2^j t^2 + \tilde{a}_3^j t^3 + \tilde{a}_4^j t^4 + \tilde{a}_5^j t^5 \quad (42)$$

3.2 各向异性轨迹规划

由于调姿机构驱动轴的数量大于末端的自由度,为了保证调姿过程中各驱动轴之间仍能保持约束关系,需要采用末端笛卡尔空间轨迹规划方法。传统的笛卡尔空间的轨迹规划方法中,飞机大部件各维度的轨迹采用相同的时间参数进行拟合。由于大部件各个维度的动力学特性以及定位器各轴机械构型的差异,传统的均质时间轨迹规划方法可能无法充分发挥伺服系统的性能。因此,对大部件不同维度的轨迹采用不同的时间参数进行规划,可以提高大部件调姿的效率。

大部件的调姿轨迹可以分为加速段、匀速段和减速段,其中加速段和减速段的总时长相同,如图6所示。轨迹规划的原则是速度和加速度为有限值且连续,因此采用四次多项式 $S(t)$ 作为大部件加速段和减速段的轨迹曲线。

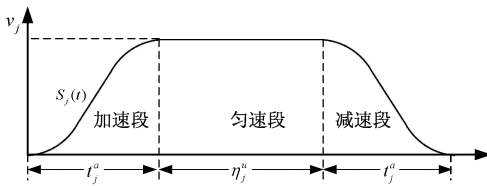


图6 飞机大部件的调姿轨迹

Fig. 6 Trajectory for adjusting the posture of large aircraft components

$$\begin{aligned} \mathbf{S}(t) &= [\alpha(t) \ \beta(t) \ \gamma(t) \ x(t) \ y(t) \ z(t)]^T = \\ &[S_1(t) \ S_2(t) \ S_3(t) \ S_4(t) \ S_5(t) \ S_6(t)]^T = \\ &\mathbf{p}_0 + \mathbf{p}_1 t + \mathbf{p}_2 t^2 + \mathbf{p}_3 t^3 + \mathbf{p}_4 t^4 \end{aligned} \quad (43)$$

式中: $S_j(t)$ 代表大部件第 j 维度的加速段轨迹曲线。设大部件的姿态调整的总时长为 t_e , 不同方向的轨迹中匀速段所占的比例为 η_j^u , 飞机大部件的初始位姿为 $\mathbf{S}_l$, 目标位姿为 $\mathbf{S}_r$ 。因此调姿轨迹的约束方程为:

$$\begin{cases} S_i(0) = S_{l,i} \\ v_i(0) = 0 \\ a_i(0) = 0 \\ a_i(t_e^u) = 0 \\ 2S_i(t_e^u) + v_i(t_e^u) \cdot (\eta_i^u) \cdot t_e = S_{r,i} \end{cases} \quad (44)$$

式中: $t_e^u = (1 - \eta_j^u)t_e/2$ 代表飞机大部件第 j 维度加速段结束的时间; $v_j(t)$ 和 $a_j(t)$ 分别代表大部件第 j 维度的速度曲线和加速度曲线; $S_{l,j}$ 和 $S_{r,j}$ 分别代表大部件初始位姿和目标位姿的第 j 个元素。因此有:

$$\begin{cases} S_{l,j} = p_{0,j} \\ p_{1,j} = p_{2,j} = 0 \\ 6t_j^a p_{3,j} + 12(t_j^a)^2 p_{4,j} = 0 \\ 2p_{0,j} + [2(t_j^a)^3 + 3(t_j^a)^2 \eta_j^u] p_{3,j} + \\ [2(t_j^a)^4 + 4(t_j^a)^3 \eta_j^u t_e] p_{4,j} = S_{r,j} \end{cases} \quad (45)$$

式中: $p_{b,j}$ 代表轨迹参数向量 $\mathbf{p}_b$ 的第 j 个元素, $b \in \{1, 2, 3, 4\}$ 。可以计算出 $[p_{0,j} \ p_{3,j} \ p_{4,j}]^T = \mathbf{T}_j^{-1} \mathbf{D}_j$, 其中:

$$\begin{aligned} \mathbf{T}_j &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 6t_j^a & 12(t_j^a)^2 \\ 2 & 2(t_j^a)^3 + 3(t_j^a)^2 \eta_j^u & 2(t_j^a)^4 + 4(t_j^a)^3 \eta_j^u t_e \end{bmatrix} \\ \mathbf{D}_j &= [S_{l,j} \ 0 \ S_{r,j}]^T \end{aligned} \quad (46)$$

$$\mathbf{D}_j = [S_{l,j} \ 0 \ S_{r,j}]^T \quad (47)$$

因此,飞机大部件的轨迹参数 $\mathbf{p}_b$ 是关于调姿的总时长 t_e 和不同方向轨迹匀速段所占比例 η_j^u 的函数。

$$p_{b,j} = f_p^b(t_e, \eta_j^u) \quad (48)$$

3.3 调姿轨迹参数优化

为了保证伺服系统稳定,定位器 i 在 t 时刻的运动速度 $\mathbf{V}_i(t)$ 和驱动力 $\mathbf{F}_i^d(t)$ 不能超过其额定值 $\mathbf{V}_{nom}$ 和 $\mathbf{F}_{nom}$, 则调姿系统的约束条件为:

$$\begin{cases} |\mathbf{V}_i(t)| < \mathbf{V}_{nom} \\ |\mathbf{F}_i^d(t)| < \mathbf{F}_{nom} \end{cases} \quad (49)$$

其中:

$$\mathbf{V}_i(t) = \frac{d[\mathbf{R}_i^b \mathbf{Q}_i^t + \mathbf{T}_i^b]}{dt} \quad (50)$$

将式(48)代入到式(4)和(29)中,因此定位器 t 时刻的运动速度 $\mathbf{V}_i(t)$ 和驱动力 $\mathbf{F}_i^d(t)$ 是关于调姿的总时长 t_e 和不同方向轨迹匀速段所占比例 η_j^u 的函数。 $\mathbf{V}_i(t)$ 和 $\mathbf{F}_i^d(t)$ 可以写为:

$$\begin{cases} \mathbf{V}_i(t) = \begin{bmatrix} h_{3i-2}(t, t_e, \eta_i^u) \\ h_{3i-1}(t, t_e, \eta_i^u) \\ h_{3i}(t, t_e, \eta_i^u) \end{bmatrix} \\ \mathbf{F}_i^d(t) = \begin{bmatrix} h_{3i+7}(t, t_e, \eta_i^u) \\ h_{3i+8}(t, t_e, \eta_i^u) \\ h_{3i+9}(t, t_e, \eta_i^u) \end{bmatrix} \end{cases} \quad (51)$$

则调姿系统保持稳定的约束条件为:

$$\begin{cases} h_{3i-3+m}(t, t_e, \eta_j^u) = V_{\text{nom}}^m - |f_{3i-3+m}(t, t_e, \eta_j^u)| > 0 \\ h_{3i+6+m}(t, t_e, \eta_j^u) = F_{\text{nom}}^m - |f_{3i+6+m}(t, t_e, \eta_j^u)| > 0 \end{cases} \quad (52)$$

其中:

$$\begin{cases} m \in \{1, 2, 3\} \\ V_{\text{nom}} = [V_{\text{nom}}^1 \ V_{\text{nom}}^2 \ V_{\text{nom}}^3]^T \\ F_{\text{nom}} = [F_{\text{nom}}^1 \ F_{\text{nom}}^2 \ F_{\text{nom}}^3]^T \end{cases} \quad (53)$$

因此,调姿系统保持稳定的条件为:

$$\min h_n(t, t_e, \eta_j^u) = C_n^{\min}(\eta_j^u) > 0 \quad (54)$$

式中: $1 \leq n \leq 18$, $C_n^{\min}(\eta_j^u)$ 代表调姿时长为 t_e 、匀速段所占比例为 η_j^u 时 $h_n(t, t_e, \eta_j^u)$ 的最小值。当调姿时长为 t_e 时,若存在一组 η_j^u 使得 $C_n^{\min}(\eta_j^u) > 0$,则说明当前轨迹可以保持系统稳定。即,当 $C_n^{\min}(\eta_j^u)$ 最大值大于0时,使得调姿系统速度和驱动力满足约束条件的 η_j^u 是存在的。 $C_n^{\min}(\eta_j^u)$ 最大值可通过粒子群算法进行求解, $C_n^{\min}(\eta_j^u)$ 最大值优化模型为:

$$\begin{cases} \max C_n^{\min}(\eta_j^u), & 1 < j < 6 \\ \text{s. t.} & 0 \leq \eta_j^u < 1 \end{cases} \quad (55)$$

在保证系统稳定的条件下,调姿时间越短越好。由于调姿总时长 t_e 与定位器速度和驱动力负相关,可采用二分法寻找这种动力学模型下的最短调姿时间。搜索步骤为:

1) 设 t_e 的初区间为 $(t_{\min}^0, t_{\max}^0)$,若 $t_e = t_{\min}^0$ 时 η_j^u 存在,则 $t_{\min}^0/2 \Rightarrow t_{\min}^0, t_{\min}^0 \Rightarrow t_{\max}^0$;若 $t_e = t_{\max}^0$ 时 η_j^u 不存在,则 $t_{\max}^0 \Rightarrow t_{\min}^0, 2t_{\max}^0 \Rightarrow t_{\max}^0$;直至 $t_e = t_{\min}^0$ 时 η_j^u 不存在且 $t_e = t_{\max}^0$ 时 η_j^u 不存在,此时 $k = 0$;

2) $t_{\text{mid}}^k = (t_{\min}^k + t_{\max}^k)/2$,若 $t_e = t_{\text{mid}}^k$ 时 η_j^u 存在,则 $t_{\text{mid}}^k \Rightarrow t_{\max}^{k+1}, t_{\min}^k \Rightarrow t_{\min}^{k+1}$;否则 $t_{\text{mid}}^k \Rightarrow t_{\min}^{k+1}, t_{\max}^k \Rightarrow t_{\max}^{k+1}$;

3) $k+1 \Rightarrow k$,重复步骤2),直至 $t_{\max}^k - t_{\min}^k < 0.1$,此时 $t_e = t_{\max}^k$ 为最小调姿时长,粒子群算法优化得的 η_j^u 为调姿轨迹中匀速段所占的比例。

上述步骤中 $A \Rightarrow B$ 代表将 A 的赋值给 B 。结合基于测量点敏感指数的位置控制轴优选策略,飞机大部件调姿驱动力与轨迹协同优化框图如图7所示。

4 飞机大部件调姿实验

为验证本文所提调姿控制方法对飞机大部件定位精度与调姿效率的优化效果,在实验室环境下搭建机翼部件调姿定位实验平台,并开展机翼模拟件调姿定位试验,如图8所示。

该实验系统主要由数控定位器、三维力传感器、支撑托架、翼身模拟件及激光跟踪仪构成。其中,数控定位器

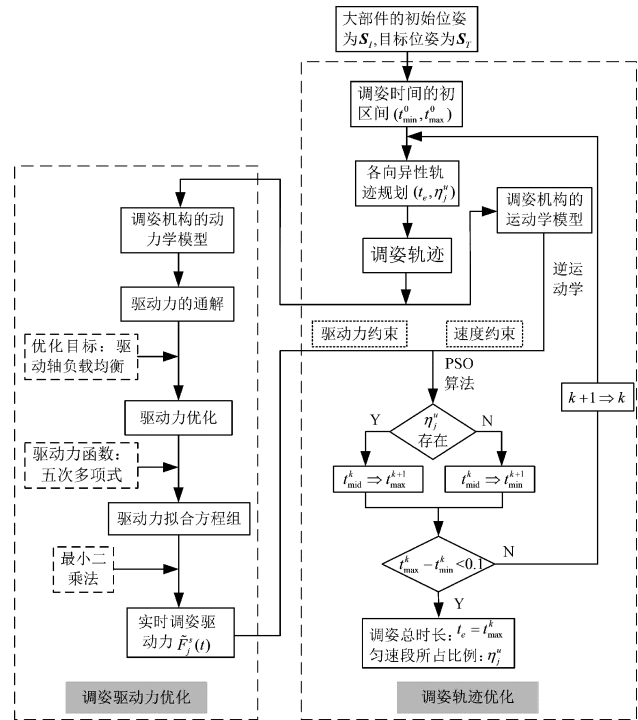


图7 飞机大部件调姿驱动力与轨迹协同优化

Fig. 7 Diagram of adjustment driving force and trajectory cooperative optimization for aircraft large components

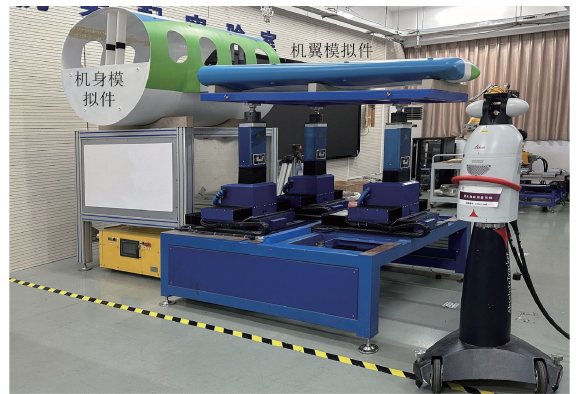


图8 机翼部件调姿定位实验平台

Fig. 8 Experimental platform for wing component attitude adjustment

X/Y 轴行程为500 mm, Z 轴行程为300 mm,重复定位精度为0.05 mm; X/Y 方向额定驱动力为500 N, Z 方向额定驱动力为1000 N。三维力传感器用于实时检测定位器施加于机翼部件的作用力,其量程为1000 N,综合测量精度为0.5% FS。数控定位器各轴质量 m_i^x 、 m_i^y 、 m_i^z 、飞机大部件惯性张量 I ,基于理论设计模型与材料密度,采用Siemens NX软件计算获取;飞机大部件质量 m 及重心位置 Q_m' ,由三维力传感器实测数据解算得到;各轴滑动

副的摩擦系数 u_i^x 、 u_i^y 、 u_i^z 与直线导轨的摩擦系数与滑块数量相关,重预压工况下,单个滑块的摩擦系数取 0.002 5。机翼部件上布设有 6 个测量点,通过激光跟踪仪对机翼测量点进行测量可以获得机翼部件的定位偏差。伺服系统用于控制翼身调姿装配过程,其承担的主要任务是根据位置信息或者力信息驱动定位器运动,从而调整机翼

部件的空间位姿。
实验围绕定位精度优化、负载优化、调姿效率提升三大核心目标,设计 3 组对比实验。每组实验重复 8 次,采用控制变量法验证本文方法的有效性。机翼部件的初始位姿覆盖调姿机构的主要工作空间,机翼部件的初始位姿和目标位姿如表 2 所示。

表 2 机翼部件的初始位姿与目标位姿
Table 2 Initial pose and target pose of wing components

参数	初始位姿								目标位姿
	1	2	3	4	5	6	7	8	
x/mm	153.700	143.300	172.500	140.900	168.800	88.800	108.900	149.100	200.0
y/mm	83.300	-34.200	56.300	141.700	10.300	-114.700	32.500	-2.700	0
z/mm	-2.200	35.700	71.400	67.100	72.600	-106.800	55.200	10.600	80.0
α/rad	0.262	0.427	-0.204	-0.120	-0.213	-0.380	0.110	0.350	0
β/rad	0.187	-0.134	-0.124	0.271	0.193	-0.294	0.154	-0.261	0
γ/rad	-0.130	0.203	0.148	0.163	-0.178	0.143	0.085	0.274	0

4.1 定位精度对比实验

飞机大部件调姿过程中,位置控制轴组合直接影响调姿机构的运动性能,进而决定部件定位精度。本节通过对比实验,验证基于测量点误差敏感性指数的轴优选策略对机翼部件定位精度的提升效果。所有实验组与对照组均统一采用本文提出的调姿驱动力与轨迹协同优化方法完成驱动力分配与轨迹规划。其中,对照组 1 仅在初始位姿处依据雅可比矩阵条件数确定位置控制轴,调姿全过程保持轴组合不变;对照组 2 在调姿过程中依据雅可比矩阵条件数实时调整位置控制轴组合;实验组在调姿全过程中基于测量点误差敏感性指数实时优化位置控制轴组合。调姿结束后使用激光跟踪仪对机翼部件上的测量点进行测量,并与测量点的理论坐标进行对比。测量 1~6 的偏差 $\sqrt{\Delta x^2 + \Delta y^2 + \Delta z^2}$ 如图 9 所示。

可以发现,相比位置控制轴组合固定的控制模式,采用基于调姿机构雅可比矩阵条件数的轴组合策略,机翼测量点平均定位误差降至 0.36 mm,降幅达 33.6%;但测量点 5、6 的平均定位误差仍分别高达 0.52 mm、0.49 mm。当根据测量点误差的敏感性指数实时调整机翼结构姿态调整时位置控制轴的组合,机翼测量点的平均定位误差降低至 0.29 mm,且各测量点误差无显著差异,误差分布规律与仿真实验结果一致。这主要是由于较小的雅可比矩阵条件数的可以确保调姿机构末端有较高的位姿精度,但在姿态角误差相同的情况下,测量点与末端坐标系原点的距离越远,位置误差越大。而测量点误差敏感性指数能够全局表征所有测量点的综合位置偏差,据此实时优化位置控制轴组合,可确保全体测量点均维持在较低的位置偏差水平。

4.2 调姿内力对比实验

本组实验中采用 4 种驱动力控制方法,每次实验均采用传统的传统均质时间参数方法进行轨迹规划。对照组 1 中定位器为全位置控制,调姿机构的 9 个轴均根据运动学计算出的位移曲线进行运动,各轴无驱动力调节策略。对照组 2~4,调姿机构均为力位混合控制模式,采用本文提出的位置控制轴优选策略选择 6 个轴作为位置控制轴。其中,对照组 2 中的力控制轴采用 PID 控制器,以尽可能的降低力控制轴对机翼部件的作用力;照组 3 中采用最小二范数法进行驱动力分配;实验组采用本文提出的负载均衡策略实现驱动力优化分配。

定义调姿过程中定位器之间的最大相互作用力为调姿内力,调姿内力是导致定位器和托架变形的主要原因之一,在调姿过程中调姿内力越小越好。定位器 i 和定

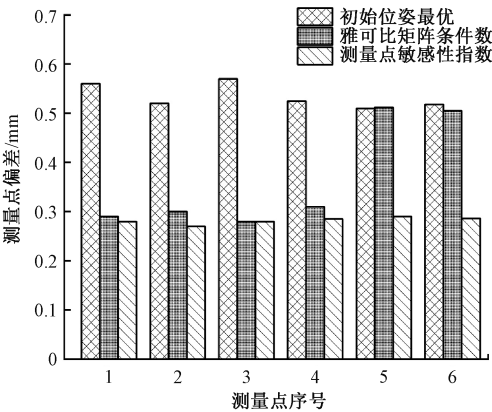


图 9 测量点的位置偏差

Fig. 9 Position deviation of measurement points

位器 j 之间的相互作用力为 F_{ij} 可以表示为:

$$F_{ij} = \left| \frac{[\mathbf{F}_i^b - \mathbf{F}_j^b] \cdot [\mathbf{Q}_i^b - \mathbf{Q}_j^b]^T}{2 \|\mathbf{Q}_i^b - \mathbf{Q}_j^b\|} \right|, i \neq j \quad (56)$$

实验时控制系统每隔 0.5 s 记录 1 组定位器对机翼部件的作用力,考虑驱动轴的全局性负载状况,定义驱动轴 l 的累计负载系数为 $O\xi_l$,即:

$$O\xi_l = \frac{1}{n} \sum_{k=1}^n \xi_{l,k} \quad (57)$$

式中: $\xi_{l,k}$ 为计算得到的驱动轴 l 的第 k 次负载系数, n 为记录的总次数。实验中机翼部件的调姿内力如图 10 所示,驱动轴的平均累计系数和最大平均累计系数如图 11 所示。

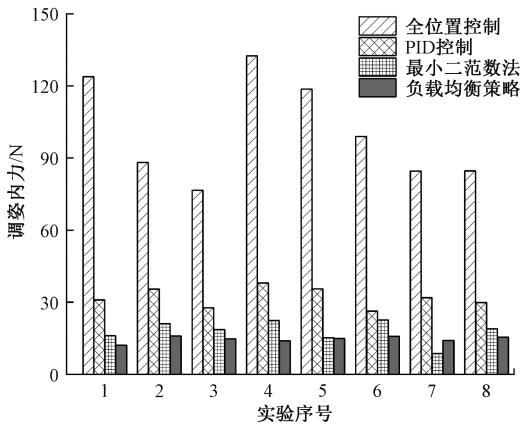


图 10 机翼部件的调姿内力

Fig. 10 Internal forces for posture adjustment of wing components

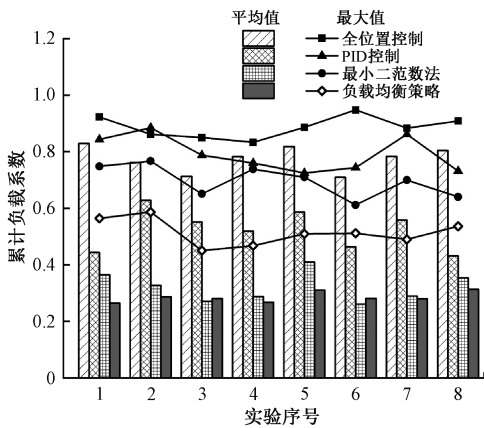


图 11 驱动轴的累计负载系数

Fig. 11 Cumulative load factor of driving axis

实验结果表明:

1) 全位置控制模式下,机翼部件的平均调姿内力为 100.9 N,驱动轴的最大累计负载系数为 0.95,平均累计负载系数为 0.78。该模式下由于各驱动轴运动相互干

涉,导致定位器之间作用力过大,易引发对接部件变形或定位器损伤;同时轴负载偏高易造成电机过载,降低系统运动稳定性。

2) PID 控制器可有效释放冗余轴的过约束,机翼平均调姿内力降至 31.9 N,驱动轴平均累计负载系数为 0.52,但最大累计负载系数仍高达 0.88。由于负载分配不均衡,部分的驱动轴承担的负荷远超其他轴,对飞机大部件调姿的平稳性和准确性产生不利影响。

3) 采用最小二范数法进行驱动力分配可以进一步降低调姿内力和负载系数,机翼部件的平均调姿内力降低到 17.8 N,驱动轴平均累计负载系数降至 0.32。但因未考虑负载均衡性,最大累计负载系数仍超过 0.76,存在局部过载风险。

4) 实验组采用负载均衡策略进行驱动力优化,机翼部件的平均调姿内力降低至 14.5 N,驱动轴的平均累计负载系数为 0.28,驱动轴最大累计负载系数为 0.58,远低于其他模式。因此,该方法可实现驱动力均衡分配,有效避免局部过载,大幅提升调姿过程的平稳性与运行可靠性。

4.3 轨迹规划实验

设置 2 种轨迹规划方法,对比调姿时长与累计负载系数。所有实验均根据测量点敏感指数的进行位置控制轴优选并采用负载均衡策略进行驱动力优化。其中,实验组采用本文提出的各向异性轨迹规划方法,利用粒子群算法优化各自由度时间参数,并结合二分法求解最短调姿时长;对照组采用传统均质化轨迹规划方法,各自由度匀速段占比保持一致。机翼部件调姿时长如图 12 所示,驱动轴的累计负载系数如图 13 所示。

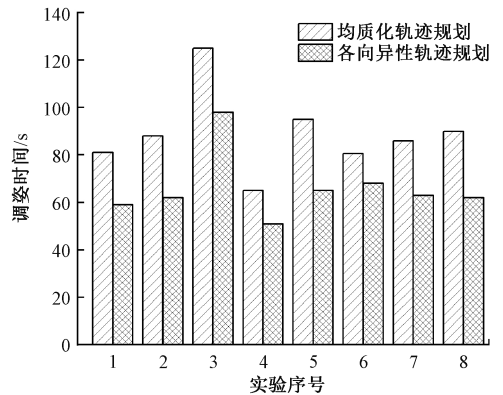


图 12 机翼部件调姿时长

Fig. 12 Posture adjustment time of wing component

可以发现,传统轨迹规划采用均质化时间参数,因定位器各轴($X/Y/Z$)传动比、载荷差异导致部分维度被迫降速;实验组通过差异化时间参数设计,为每个自由度单独优化匀速段占比,充分发挥各轴伺服性能。实验组平

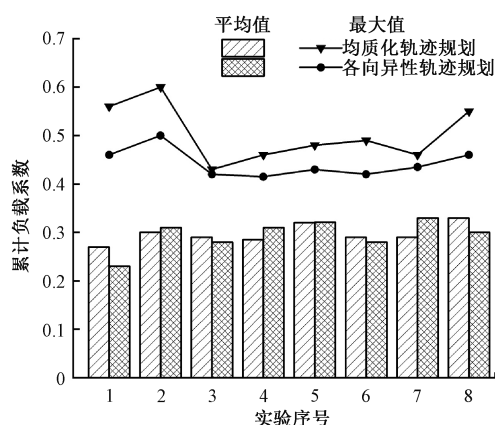


图13 不同轨迹规划策略下的累计负载系数

Fig. 13 Cumulative load factor of different trajectory planning strategies

均调姿时长为 67.1 s, 较对照组 (87.2 s) 降低 23.1%, 且 8 组实验中所有案例的实验组时长均短于对照组, 证明各向异性轨迹规划有效突破了传统方法的速度瓶颈, 实现了高效调姿。

由图 13 可以看出, 负载均衡策略提供了基础的负载均衡能力, 两种轨迹规划模式下, 驱动轴的平均累计负载系数没有显著差异, 而实验组的各向异性轨迹规划通过差异化的轨迹参数设计, 进一步减少了负载突变, 使最大累计负载系数额外降低了 14.8%, 进一步避免了定位器局部过载, 延长了设备使用寿命。

5 结 论

本文针对飞机大部件数字化对接系统中冗余驱动并联机构存在的定位精度不足、局部负载过大、调姿效率偏低等问题, 开展了调姿驱动力与轨迹协同优化方法研究, 通过理论推导、仿真分析与实验验证, 取得的主要研究成果为:

1) 提出基于螺旋理论与测量点误差敏感性指数的位置控制轴优选方法。首先基于螺旋理论推导满足六自由度约束的位置控制轴可行组合, 再以测量点误差敏感性指数为优化指标实时调整轴组合, 有效解决了传统雅可比条件数法因忽略测点空间位置差异而引发的远距离测点误差失控问题。实验结果表明, 该方法将测量点平均定位误差降至 0.27 mm, 各测点定位误差均匀性显著提升且无明显偏大测点, 为飞机大部件高精度定位提供了可靠支撑。

2) 构建负载均衡的驱动力优化模型。基于牛顿-欧拉方程构建调姿机构多体动力学模型, 以驱动轴负载系数均衡为目标, 采用罚函数法将约束优化转化为无约束优化问题, 实现调姿驱动力的动态均衡分配, 避免定位器

局部过载。实验验证表明, 该方法使飞机大部件平均调姿内力降至 14.5 N, 驱动轴最大累计负载系数降至 0.58, 显著提升了设备运行的平稳性。

3) 提出考虑运动各向异性的轨迹规划方法。采用四次多项式构建加减速轨迹, 针对飞机大部件各维度运动特性差异, 利用粒子群算法优化各维度匀速段比例, 并结合二分法确定最短调姿时间。实验结果表明, 该方法可使调姿时长平均缩短 23.1%, 同时降低最大累计负载系数, 实现高效调姿与平稳运行的协同优化。

参考文献

- [1] MEI ZH Y, MAROPOULOS P G. Review of the application of flexible, measurement-assisted assembly technology in aircraft manufacturing[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part B: Journal of Engineering Manufacture, 2014, 228(10): 1185-1197.
 - [2] WU ZH T, HUANG X, LI SH G, et al. A cabin assembly optimization method based on force and position coordination analysis[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part B: Journal of Engineering Manufacture, 2025, 239(6/7): 784-799.
 - [3] CHU W M, LI G, HUANG X. Self-calibration method for installation angle of three-dimensional force sensor in active compliance assembly system[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2024, 130: 1969-1985.
 - [4] ZHAO P, HUANG X, LI SH G, et al. A convolutional neural network based method for fork type wing fuselage docking[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part B: Journal of Engineering Manufacture, 2025, 239(11): 1592-1606.
 - [5] CHU W M, ZHOU K, XU T ZH. A quickly compliant assembly method for annular parts based on adaptive insertion speed [J]. Scientific Reports, 2025, 15: 37084.
 - [6] CHEN Y Z, ZHOU F Q, ZHOU M X, et al. Pose measurement approach based on two-stage binocular vision for docking large components[J]. Measurement Science and Technology, 2020, 31(12): 125002.
 - [7] 肖若瑶, 郑联语, 周健, 等. 面向筒段对接数字孪生的定位精度在线优化方法[J]. 航空学报, 2025, 46(19): 245-264.
- XIAO R Y, ZHENG L Y, ZHOU J, et al. Online optimization method for positioning accuracy in cylindrical components aligning based on digital twins[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2025, 46(19): 245-264.

- [8] WU ZH T, LI SH G, CHU W M, et al. Measurement method of flexible component pose based on discrete motion actuators [J]. *Measurement Science and Technology*, 2024, 35(12): 1-18.
- [9] 陈文亮,潘国威,王珉. 基于力位协同控制的大飞机机身壁板装配调姿方法[J]. *航空学报*, 2019, 40(2): 179-187.
CHEN W L, PAN G W, WANG M. High precision positioning method for aircraft fuselage panel based on force/position control [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2019, 40(2): 179-187.
- [10] LIU Y, HUANG X, LI SH G, et al. Adaptive positioning method for ball head based on impedance control[J]. *Robotic Intelligence and Automation*, 2024, 44(2): 242-257.
- [11] 王耀军,张海峰,李秦川. Vex4 冗余驱动并联机构的动力学建模、力优化及力位混合控制[J]. *机械工程学报*, 2022, 58(23): 65-74.
WANG Y J, ZHANG H F, LI Q CH. Dynamics modeling, force optimization and force/position hybrid control for a Vex4 redundantly actuated parallel robot[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2022, 58(23): 65-74.
- [12] 刘晓飞,陈冉,万波,等. 多冗余驱动并联机构 2RPU+2UPR+RPR 的动力学建模与控制策略研究[J]. *机械工程学报*, 2024, 60(11): 237-249.
LIU X F, CHEN R, WAN B, et al. Dynamics analysis and control strategy research of more redundantly actuated parallel mechanism 2RPU+2UPR+RPR[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2024, 60(11): 237-249.
- [13] NOKLEBY S B, FISHER R, PODHORODESKI R P, et al. Force capabilities of redundantly-actuated parallel manipulators [J]. *Mechanism and Machine Theory*, 2005, 40(5): 578-599.
- [14] LI SH G, CHU W M, HUANG X, et al. Trajectory planning method for docking of large aircraft components[J]. *Robotic Intelligence and Automation*, 2023, 43(3): 235-253.
- [15] 崔学良,陈五一,韩先国,等. 基于 Lagrange 方程的 3RPS/UPS 冗余驱动并联机构柔顺控制[J]. *计算机集成制造系统*, 2016, 22(10): 2434-2441.
CUI X L, CHEN W Y, HAN X G, et al. Active compliant control strategy of 3RPS/UPS parallel machine with redundant actuating leg based on lagrange equation[J]. *Computer Integrated Manufacturing Systems*, 2016, 22(10): 2434-2441.
- [16] DRIELS M R, PATHRE U S. Significance of observation strategy on the design of robot calibration experiments[J]. *Journal of Robotic Systems*, 1990, 7(2): 197-223.
- [17] 何晓煦,雷沛,潘登,等. 基于 PSO 与 WSVD 的飞机部件位姿拟合方法[J]. *航空学报*, 2023, 44(7):300-309.
HE X X, LEI P, PAN D, et al. Posture and position computing method for aircraft component based on PSO and WSVD[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2023, 44(7): 300-309.
- [18] CHU W M, HUANG X. Posture adjustment method for large components of aircraft based on hybrid force-position control [J]. *Industrial Robot*, 2020, 47(3): 381-393.
- [19] 郭志敏,蒋君侠,柯映林. 基于三坐标定位器支撑的飞机大部件调姿内力[J]. *浙江大学学报(工学版)*, 2010, 44(8): 1508-1513,1552.
GUO ZH M, JANG J X, KE Y L. Posture alignment internal force in three axis actuators based assembly system for large aircraft parts [J]. *Journal of Zhejiang University (Engineering science)*, 2010, 44(8): 1508-1513,1552.
- [20] ZHOU Y SH, HAN G R, WEI Z ANG, et al. Optimal trajectory planning of robot energy consumption based on improved sparrow search algorithm[J]. *Measurement and Control*, 2024, 57(7): 1014-1021.
- [21] 游达章,赵恒毅,汪传文. 基于改进 PSO-GSA 算法的时间最优轨迹规划 [J]. *电子测量技术*, 2024, 47(12): 44-51.
YOU D ZH, ZHAO H Y, WANG CH W. Time optimal trajectory planning based on improved PSO-GSA algorithm [J]. *Electronic Measurement Technology*, 2024, 47(12): 44-51.
- [22] WANG J H, ZHANG Y B, ZHU SH H, et al. A novel multi-objective trajectory planning method for robots based on the multi-objective particle swarm optimization algorithm[J]. *Sensors*, 2024, 24(23): 7663.
- [23] 刘宜成,杨迦凌,梁斌,等. 基于强化学习的多段连续体机器人轨迹规划 [J]. *电子测量技术*, 2024, 47(5):61-69.
LIU Y CH, YANG J L, LIANG B, et al. Trajectory planning of multi-stage continuum robot based on reinforcement learning [J]. *Electronic Measurement Technology*, 2024, 47(5):61-69.
- [24] 王桂荣,倪志强,周坤,等. 多策略改进粒子群算法的机械臂时间最优轨迹规划[J]. *中国机械工程*, 2025, 36(5): 1044-1053.
WANG G R, NI ZH Q, ZHOU K, et al. Time-optimal trajectory planning of robotic arms based on MIPSO

- algorithm [J]. China Mechanical Engineering, 2025, 36(5): 1044-1053.
- [25] 李茂月, 苏渊强, 岳彩旭, 等. 面向结构光测量的机械臂多目标轨迹规划研究[J]. 仪器仪表学报, 2025, 46(11): 332-342.
- LI M Y, SU Y Q, YUE C X, et al. Research on multi-target trajectory planning of robotic arms for structured light measurement [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2025, 46(11): 332-342.
- [26] SOUKUP J, SKOCILAS J, SKOCILASOVA B. Central inertia moments and gravity center of large volume and weight bodies[J]. International Journal of Dynamics and Control, 2015, 3(1): 100-108.
- [27] 雷沛, 郑联语. 面向飞机大部件调姿的 PPPS 机构球铰点中心位置闭环标定方法[J]. 航空学报, 2016, 37(10): 3186-3196.
- LEI P, ZHENG L Y. Closed-loop calibration method of PPPS mechanism ball joint center position for posture adjustment of large aircraft components [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(10): 3186-3196.
- [28] 褚文敏, 周蒯, 滕利臣. 基于分布式三维力传感器的装配接触力测量方法[J]. 仪器仪表学报, 2024, 45(11): 30-41.
- CHU W M, ZHOU K, TENG L H. Assembly contact force measurement method based on distributed threedimensional force sensor [J] Chinese Journal of Scientific Instrument, 2024, 45(11): 30-41.
- [29] LI Y J, LIU W, LU H, et al. Workspace-based hybrid force position posture alignment for high quality aircraft assembly of large-scale components[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2026, 39(1): 558-574.
- [30] CHU W M, HUANG J, YAN H SH, et al. Optimization of pose samples for calibration of large component docking mechanisms [J]. International Journal of Computer Integrated Manufacturing, 2025, 38(4/6): 536-554.
- [31] ZHAO P, HUANG X, LI SH G, et al. A convolutional neural network based method for fork type wing fuselage

docking[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part B: Journal of Engineering Manufacture, 2025, 239(11): 1592-1606.

作者简介



褚文敏 (通信作者), 2016 年于北京工业大学获得硕士学位, 2021 年于南京航空航天大学获得博士学位, 现为南京工业职业技术大学副教授, 主要研究方向为飞机数字化装配、数字化测量、机器人控制。

E-mail: chuwenmin@live.com

Chu Wenmin (Corresponding author) received his M. Sc. degree from Beijing University of Technology in 2016, his Ph. D. degree from Nanjing University of Aeronautics and Astronautics in 2021. He is currently an associate professor at Nanjing University of Industry Technology. His main research interests include aircraft digital assembly, digital measurement and robot control.



周蒯, 2018 年于中国石油大学 (北京) 获得学士学位, 2024 年于南京航空航天大学获得博士学位, 现为南京工业职业技术大学讲师, 主要研究方向为飞机数字化装配、机器视觉、深度学习。

E-mail: 2024101500@niit.edu.cn

Zhou Kuai received his B. Sc. degree from China University of Petroleum in 2018, his Ph. D. degree from Nanjing University of Aeronautics and Astronautics in 2024. He is currently a lecturer at Nanjing University of Industry Technology. His main research interests include aircraft digital assembly, machine vision and deep learning.



滕利臣, 2024 年于北京航空航天大学获得博士学位, 现任北京机械工业自动化研究所有限公司工程师, 主要研究方向包括人形机器人、工业机器人、自动化检测和图像处理。

E-mail: lichen.teng@buaa.edu.cn

Teng Lichen received his Ph. D. degree from Beihang University in 2024. He is currently an engineer in Beijing Research Institute of Automation for Machinery Industry Co., Ltd. His main research interests include Humanoid robots, industrial robots, automated detection and image processing.