

DOI:10.16356/j.1005-2615.2024.03.014

飞机外翼对接位姿拟合粒子群优化方法

郭海利^{1,2}, 安鲁陵¹, 洪文杰², 许绝舞²

(1. 南京航空航天大学机电学院, 南京 210016; 2. 国营芜湖机械厂, 芜湖 241007)

摘要: 引入了一种基于特征点约束的飞机外翼对接位姿拟合粒子群优化方法, 用于解决外翼对接时位姿拟合误差大的问题, 以提高外翼对接精度。首先, 通过建立外翼对接时的空间坐标系, 分析外翼作为移动部件时位姿拟合误差产生的原因以及减小误差的关键点。然后, 使用最小二乘法解算位姿调整参数, 通过对特征点约束条件的分析, 建立合适的目标函数建立数学模型。再次, 引入粒子群算法对位姿调整参数进行优化解算, 提高参数精度, 从而减小了位姿拟合误差。最后实验验证了本文方法的可行性和有效性。

关键词: 外翼对接; 位姿调整参数; 位姿拟合; 特征约束; 粒子群

中图分类号: V262.4

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2024)03-0504-12

A Particle Swarm Optimization Method for Fitting the Posture of Aircraft External Wing Docking

GUO Haili^{1,2}, AN Luling¹, HONG Wenjie², XU Juewu²

(1. College of Mechanical and Electronic Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China; 2. State-Owned Wuhu Machinery Factory, Wuhu 241007, China)

Abstract: A particle swarm optimization method based on feature point constraints is introduced, for fitting the posture of aircraft wing docking. The method is used to solve the problem of large posture fitting errors during wing docking and improve the wing docking accuracy. First, a spatial coordinate system for the docking of the outer wing is established. And the reasons for the position error and attitude control points of the outer wing as a moving component is analyzed. The key points to reduce the error is worked out. Second, the least squares method is used to calculate the posture adjustment parameters. And a suitable objective function and mathematical model is established by analyzing the constraint conditions of the feature points. Once again, the particle swarm optimization algorithm is introduced to optimize the posture adjustment parameters calculation. The parameter accuracy is improved, and thereby posture fitting errors is reduced. Finally, the feasibility and effectiveness of the proposed method are verified through experiments.

Key words: external wing docking; posture adjustment parameter; posture fitting; feature constraints; particle swarm

随着飞机装配工艺不断发展, 各种先进装配技术广泛应用于部件制造、制孔测量和大部件对接等环节, 极大提高了飞机的生产效率^[1-3]。数字化、高精度设备的应用, 使飞机零部件加工一致性得到显著提高, 整机制造水平的重心开始由设计加工阶段

向装配环节转移^[4]。

在飞机装配过程中, 各种零件、组件及部件需严格遵循技术规范, 通过特定的位置公差实现精准连接。装配环节作为制造过程的终端环节, 直接影响到飞机的质量标准^[5]。方法和设备对确保装配

收稿日期: 2023-09-23; 修订日期: 2024-04-07

通信作者: 安鲁陵, 男, 教授, 博士生导师, E-mail: anllme@nuaa.edu.cn。

引用格式: 郭海利, 安鲁陵, 洪文杰, 等. 飞机外翼对接位姿拟合粒子群优化方法[J]. 南京航空航天大学学报, 2024, 56(3): 504-515. GUO Haili, AN Luling, HONG Wenjie, et al. A particle swarm optimization method for fitting the posture of aircraft external wing docking[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2024, 56(3): 504-515.

品质至关重要,文献[6]引入了基于实测模型关键特征的虚拟预装配技术,通过在装配过程中精确测量零件误差与装配累积误差,提升关键部位的控制精度。文献[7]提出一种基于激光跟踪仪的机器人末端负载重力辨识与在线补偿方法,优化了工业机器人的真实装配受力情况,提升了装配效率与工艺质量。在数字化、大数据等新型技术的驱动下,装配技术不断被赋予新的活力^[8]。

外翼对接装配是保证飞机整体气动外形和飞行性能的关键工艺,是装配环节的重要组成部分。外翼装配准确度主要评价指标为外翼与机身的相对位置,包括安装角、上反角和后掠角等特征点^[9]。传统的飞机外翼对接过程中主要依赖经验或计算来保证装配准确度,需要人工多次调整。随后,外翼对接过程引入了位姿测量系统,该系统在飞机上建立多个位姿控制点,通过调整位姿控制点在允许公差范围内,保证外翼安装的精度。但是,该方法依然需要对基准点进行多次调整以满足精度要求,难以满足产能需求。因此,采用位姿测量系统与柔性装配技术的方式成为主流,其关键难点在于定位精度的控制^[10-11]。飞机外翼对接系统由位姿测量系统、位姿拟合系统和位姿驱动系统组成,分别起到测量、计算控制和执行驱动的作用^[12-13],各系统相互配合完成外翼的自动对接工作。位姿拟合系统是整个系统的控制中枢,对接时各部件的空间位置依靠位姿控制点来确定。由于受到各种测量误差、装配质量等影响,位姿控制点不能准确反映真实的空间位置,导致在位姿拟合算法中进行空间坐标转换的位姿调整参数误差较大,影响了外翼对接装配质量^[14]。因此,位姿调整参数作为位姿拟合算法的基础,尽量提高其参数精度至关重要^[15]。

三点法、奇异值分解法和最小二乘法是求解位姿调整参数的主要方法^[16-21]。三点法通过获取移动部件上不共线的3个位姿控制点解算位姿调整参数,但是由于存在位姿控制点选取的偶然性,容易导致位姿调整参数精度变差。奇异值分解法根据多个位姿控制点的集合求取最小均方误差,将集合的位姿信息映射到低维空间进行求解计算,使参数解算过程简单化,但容易导致对精度要求较低的位姿控制点具有较大的调整余量。最小二乘法属于迭代算法,其基本原理是通过最小化损失函数的值来估计参数,从而拟合数据,因为其计算误差小得到广泛应用。文献[20]提出了一种基于列文伯格-马夸尔特(Levenberg-Marquardt, LM)迭代的最小二乘法进行大部件位姿矢量拟合的方法,依靠4个位姿控制点作为拟合依据,对大部件位姿拟合过程进行加权计算,提高了位置精度。文献[21]提

出一种基于标准差(Standard deviation, STD)和间接平差的飞机部件动态调整精度的分析方法,该方法综合运用间接平差法和加权最小二乘法,引入一种动态误差耦合计算方法,提高了调姿部件的定位精度。由于人工智能的兴起,智能优化算法被广泛用于各类优化问题中。文献[22]设计了一种新型的机翼-机身对接定位方法,并采用粒子群和迭代最近点算法进行位姿参数求解。

尽管上述文献中方法都通过加权赋值的形式调整不同位姿控制点对精度要求不一致的问题,增加位姿拟合算法的设计余度,提高了外翼对接精度。但是,特征点作为衡量装配精度标准的指标,在确保外翼对接位姿精度中起着至关重要的作用^[23]。上述文献未充分考虑特征点对外翼对接装配质量的影响,无法充分保证飞机的飞行性能^[24]。

针对上述问题,本文引入一种基于特征点约束的飞机外翼对接位姿拟合粒子群优化方法。实验验证了本文方法的有效性和可行性。

1 外翼对接位姿拟合数学模型

飞机外翼对接过程核心是外翼调姿,传统的机翼-机身对接采用机械式工装完成,效率较低。飞机外翼对接系统是基于数字化测量和调姿的对接平台,其组成和运行过程的流程图如图1所示。

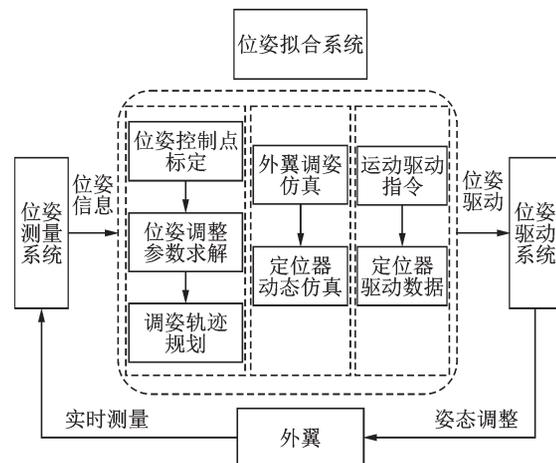


图1 飞机外翼对接系统运行流程图

Fig.1 Operation flowchart of aircraft external wing docking system

图1中,位姿测量系统、位姿拟合系统和位姿驱动系统三者相互配合完成了外翼对接过程。位姿测量系统主要以iGPS发射器、激光跟踪仪等为主要硬件,用于外翼对接前的位姿基准点的标定,三维坐标值的获取。位姿驱动系统是系统的执行机构,该系统根据运动学关系,将飞机部件的位姿调整参数转化为数控定位器的运动参数,由数控定

位器驱动飞机外翼到达目标位姿。位姿拟合系统则是控制中心,需要依靠位姿测量系统提供位姿信息,从而解算出位姿调整参数,并通过轨迹规划进行运动仿真,并且对位姿驱动系统发出驱动指令。该外翼对接系统的工艺流程可以概括为如下步骤:

- (1) 构建外翼对接测量网络;
- (2) 布设位姿基准点;
- (3) 飞机外翼对接测量方案评估;
- (4) 构建虚拟对接模型;
- (5) 飞机外翼目标位置和姿态解算;
- (6) 基于求解参数进行虚拟对接仿真;
- (7) 在飞机外翼对接过程中,动态测量外翼的位置和姿态;
- (8) 调姿后的位姿测量。

计算位姿基准点的当前坐标与目标坐标的差值是否符合容差要求,若不满足则重复上述步骤,否则进入后续装配工作。

1.1 位姿空间坐标系构建

飞机外翼等部件在对接前的位姿呈现出随机性,为真实准确地描述各部件的位姿状态,对接过程必须建立协调统一的坐标系,准确测量并计算出各部件的空间位置,以便规划各部件的运动轨迹。

外翼对接过程中可根据需要建立3种坐标系,分别为全局坐标系 G 、测量坐标系 M 和外翼移动部件坐标系 J ,如图2所示。

本文以全局坐标系和移动坐标系为例,用于描

$$\mathbf{R}_j^g = \begin{bmatrix} \cos\epsilon_y \cos\epsilon_z & \cos\epsilon_x \sin\epsilon_z + \sin\epsilon_x \sin\epsilon_y \cos\epsilon_z & \sin\epsilon_x \sin\epsilon_z + \cos\epsilon_x \sin\epsilon_y \cos\epsilon_z \\ -\cos\epsilon_y \sin\epsilon_z & \cos\epsilon_x \cos\epsilon_z - \sin\epsilon_x \sin\epsilon_y \cos\epsilon_z & \sin\epsilon_x \sin\epsilon_z + \cos\epsilon_x \sin\epsilon_y \sin\epsilon_z \\ \sin\epsilon_y & -\sin\epsilon_x \cos\epsilon_y & \cos\epsilon_x \cos\epsilon_y \end{bmatrix} \quad (2)$$

同理,根据以上关系,可以得到测量部件坐标系到全局坐标系之间的转换关系为

$$\mathbf{P}_i^g = \mathbf{P}_o + k\mathbf{R}_m^g \mathbf{P}_i^m \quad (3)$$

式中: \mathbf{R}_m^g 为旋转矩阵; \mathbf{P}_i^m 为公共基准点在测量部件坐标系下的空间坐标。

1.2 位姿控制误差模型

飞机在加工、制造和装配等过程中存在允许误差,以及位姿测量系统本身固有的测量偏差,这些问题会导致位姿调整点的实际位置偏离理论位置,使得系统难以获得准确的位姿调整参数。本文基于坐标转换模型,利用泰勒公式对式(3)展开分析,得到

$$\begin{bmatrix} x_i^g \\ y_i^g \\ z_i^g \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} t_x^0 \\ t_y^0 \\ t_z^0 \end{bmatrix} + k^0 \mathbf{R}_m^{g0} \begin{bmatrix} x_i^m \\ y_i^m \\ z_i^m \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} d_{t_x} \\ d_{t_y} \\ d_{t_z} \end{bmatrix} + \mathbf{R}_m^{g0} \begin{bmatrix} x_i^m \\ y_i^m \\ z_i^m \end{bmatrix} d_k +$$

述不同坐标系之间的位置转换关系。图2中,点 O_g 和点 O_j 分别为全局坐标系和移动坐标系的原点。假设移动坐标系的原点 O_j 在全局坐标系中的坐标为 $\mathbf{P}_o = [t_x \ t_y \ t_z]^T$,移动坐标系相对于全局坐标系的欧拉角分别为 ϵ_x 、 ϵ_y 和 ϵ_z , k 为缩放因子,则移动坐标系到全局坐标系的转换参数为 $\mathbf{C} = [\epsilon_x \ \epsilon_y \ \epsilon_z \ t_x \ t_y \ t_z \ k]^T$ 。因此,通过建立合适的公共基准点求解坐标之间的位姿调整参数 \mathbf{C} 为关键点。

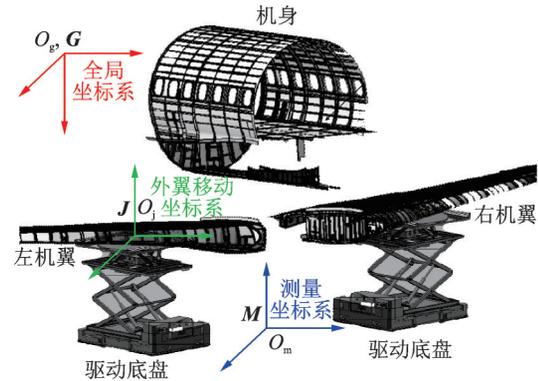


图2 坐标系关系转换示意图

Fig.2 Schematic diagram of coordinate system relationship transformation

设公共基准点 P_i 在移动坐标系下的坐标为 $\mathbf{P}_i^j = [x_i^j \ y_i^j \ z_i^j]^T$,在全局坐标系下的坐标为 $\mathbf{P}_i^g = [x_i^g \ y_i^g \ z_i^g]^T$,建立坐标的转换模型为

$$\mathbf{P}_i^g = \mathbf{P}_o + k\mathbf{R}_j^g \mathbf{P}_i^j \quad (1)$$

式中 \mathbf{R}_j^g 为旋转矩阵,表示为

$$k^0 \begin{bmatrix} \frac{\partial \mathbf{R}_m^{g0}}{\partial \epsilon_x^0} \begin{pmatrix} x_i^m \\ y_i^m \\ z_i^m \end{pmatrix} & \frac{\partial \mathbf{R}_m^{g0}}{\partial \epsilon_y^0} \begin{pmatrix} x_i^m \\ y_i^m \\ z_i^m \end{pmatrix} & \frac{\partial \mathbf{R}_m^{g0}}{\partial \epsilon_z^0} \begin{pmatrix} x_i^m \\ y_i^m \\ z_i^m \end{pmatrix} \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} d_{\epsilon_x} \\ d_{\epsilon_y} \\ d_{\epsilon_z} \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中:上标“0”表示为对应参数的近似值, d_{ϵ_x} 、 d_{ϵ_y} 、 d_{ϵ_z} 、 d_k 为对应参数的修正因子; d_{t_x} 、 d_{t_y} 、 d_{t_z} 为测量坐标系原点在全局坐标系下的坐标偏差量。由此可得坐标拟合误差存在以下的线性转换模型

$$\mathbf{L}_i = \mathbf{B}_i \Delta \mathbf{C} \quad (5)$$

式中: \mathbf{L}_i 为坐标 P_i 的坐标拟合误差; \mathbf{B}_i 为坐标 P_i 的坐标转换矩阵; $\Delta \mathbf{C}$ 为测量坐标系到全局坐标系位姿调整参数的修正值。式(5)可以重新表示为

$$\mathbf{L}_i = \begin{bmatrix} x_i^g \\ y_i^g \\ z_i^g \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} t_x^0 \\ t_y^0 \\ t_z^0 \end{bmatrix} + k^0 \mathbf{R}_m^{g0} \begin{bmatrix} x_i^m \\ y_i^m \\ z_i^m \end{bmatrix} \quad (6)$$

若在外翼移动坐标系内共设置 n 个位姿控制点 $P_i (i=1, 2, \dots, n)$,由于每个公共基准点都满足

以上公式,将坐标拟合误差用矩阵形式进行扩展

$$L = B\Delta C \quad (7)$$

从式(7)看出,在测量误差修正值 ΔC 一定的情况下,坐标的位姿拟合误差 L 与转换系数矩阵 B 成正相关,即与位姿调整参数正相关。

2 基于最小二乘法的位姿调整参数

位姿调整参数是位姿拟合的关键,直接关系到外翼相对机身的位置姿态,对飞机性能具有重要影响。为保证位姿调整参数的精度,需要建立准确的位姿对接协调模型。位姿对接协调模型根据位姿控制点获得各部件的空间坐标,测量系统需要对空间坐标进行实时测量和信号输入,并解算得到位姿调整参数 C 。

三点法是常用的位姿调整参数的求解方法,但是因采用基准点数量较少从而导致求解误差较大。因此,本文通过在移动坐标系上布置多个位姿基准点,引入最小二乘法求解位姿转换系数。

假设在装配全局坐标系下的调姿基准点为 $P_i^s = (x_i, y_i, z_i)^T (i = 1, 2, \dots, n)$, 外翼位姿经过调整后,调姿基准点位姿误差为 $\Delta\rho_i (i = 1, 2, \dots, n)$, 假设该算法的目标函数为

$$F(P) = F(\Delta x, \Delta y, \Delta z, \epsilon_x, \epsilon_y, \epsilon_z) = \sum_{i=1}^n \omega_i \Delta\rho_i^2 \quad (8)$$

式中 ω_i 为调姿基准点的测量不确定度权值。假设当前位姿参数的初值为 $P(0) = [\Delta x_0, \Delta y_0, \Delta z_0, \epsilon_{x0}, \epsilon_{y0}, \epsilon_{z0}]$, 代入目标函数求导公式中

$$F'|_{P(0)} = (F'_1, F'_2, \dots, F'_6)|_{P(0)} = \left(\frac{\partial F}{\partial \Delta x}, \frac{\partial F}{\partial \Delta y}, \dots, \frac{\partial F}{\partial \epsilon_z} \right)^T \Big|_{P(0)} \quad (9)$$

求得 $\|F'\|_{P(0)}$, 判断是否存在 $\|F'\|_{P(0)} < E_{\min}$ (E_{\min} 为所要求的最小误差), 若满足上述条件, 则初始位姿向量 $P(0)$ 即为所求, 反之则重新构造迭代方程

$$P(i+1) = P(i) - \left(\frac{\partial F'}{\partial P} \right)^{-1} \Big|_{P=P(i)} * F'|_{P(i)} \quad (10)$$

式中 $\frac{\partial F'}{\partial P} = \begin{pmatrix} \frac{\partial F'_1}{\partial \Delta x} & \dots & \frac{\partial F'_1}{\partial \Delta \epsilon_z} \\ \vdots & & \vdots \\ \frac{\partial F'_n}{\partial \Delta x} & \dots & \frac{\partial F'_n}{\partial \Delta \epsilon_z} \end{pmatrix}$ 为雅克比矩阵。

通过式(10)多次迭代, 直至满足条件 $\|F'\|_{P(0)} < E_{\min}$, 即可得到目标位姿参数。

3 基于特征点约束的位姿参数分析

特征点可划分为设计类与工艺类两大类。设计类特征点包括机翼的安装角、上反角和后掠角等姿态特征指标, 指向飞机在设计时确定的对接装配指标, 对精度要求高, 以保证飞机具备优秀的气动性能。工艺类特征点则涵盖了保证外翼对接工艺质量的配合面间隙、间接孔同轴度等。

在飞机的制造装配流程中, 误差累积是一个不可忽视的问题。单纯依赖位姿控制点的测量数据来进行位姿参数解算, 往往难以达到所需的精度。这是因为外翼作为移动部件相对于机身的位置信息单纯依赖于数模关系, 然而理论位置和实际位置通常存在误差。因此, 本文将特征点作为约束条件引入到位姿调整参数分析中, 以减小位姿拟合误差。

3.1 设计类特征点位置误差

飞机上的各个位姿基准点是分析判断设计类特征点的直接方法, 本文研究了反映翼身相对位置的安装角、上反角和后掠角等 3 种姿态特征, 如图 3~5 所示。

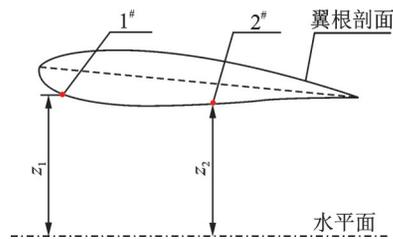


图3 安装角测量示意图

Fig.3 Schematic diagram of installation angle measurement

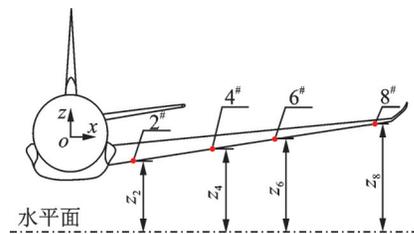


图4 上反角测量示意图

Fig.4 Schematic diagram of measuring the upper and lower corners

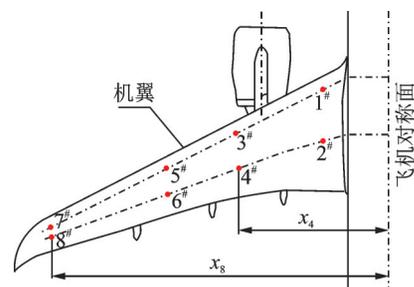


图5 后掠角测量示意图

Fig.5 Schematic diagram of backswept angle measurement

翼身对接过程中,机身预先调整至水平状态,然后调整机翼的姿态并与机身对接。此时的全局坐标系与大地水平面平行。所以,飞机设计类特征点可以通过机翼与机身相对位置的位姿控制点的高度差进行反映。

假设位姿基准点在翼身对接全局坐标系下的测量坐标为 $P_i' = [x_i' \ y_i' \ z_i']^T$, 则根据位姿基准点 $1^{\#}$ 和 $2^{\#}$ 确定安装角为

$$\alpha = \arctan \left| \frac{z_1' - z_2'}{y_1' - y_2'} \right| \quad (11)$$

根据位姿基准点 $2^{\#}$ 、 $4^{\#}$ 、 $6^{\#}$ 和 $8^{\#}$ 确定上反角为

$$\beta = \arctan \left| \frac{z_8' - z_4' + z_6' - z_2'}{x_1' - x_4' + x_6' - x_2'} \right| \quad (12)$$

根据位姿基准点 $4^{\#}$ 和 $8^{\#}$ 确定后掠角为

$$\gamma = \arctan \left| \frac{x_8' - x_4'}{y_8' - y_4'} \right| \quad (13)$$

安装角位置偏差过大会严重影响飞机飞行性能,因此飞机对于机翼安装角精度要求较高。假设外翼的理论安装角为 α' , 根据式(11)可建立约束函

数为

$$f_1(\alpha) = \cos^2 \alpha - \cos^2 \alpha' = \cos^2(\alpha' + \Delta\alpha) - \cos^2 \alpha' \approx -\Delta\alpha \sin 2\alpha' \quad (14)$$

$\Delta\alpha$ 为安装角对接精度,安装角约束条件为

$$f_1(\alpha) \in [-\Delta\alpha \sin 2\alpha', \Delta\alpha \sin 2\alpha'] \quad (15)$$

同理,可根据上述原理计算出上反角和后掠角的约束函数和约束条件分别为

$$f_2(\beta) = \cos^2 \beta - \cos^2 \beta' = \cos^2(\beta' + \Delta\beta) - \cos^2 \beta' \approx -\Delta\beta \sin 2\beta' \quad (16)$$

$$f_2(\beta) \in [-\Delta\beta \sin 2\beta', \Delta\beta \sin 2\beta'] \quad (17)$$

$$f_3(\gamma) = \cos^2 \gamma - \cos^2 \gamma' = \cos^2(\gamma' + \Delta\gamma) - \cos^2 \gamma' \approx -\Delta\gamma \sin 2\gamma' \quad (18)$$

$$f_3(\gamma) \in [-\Delta\gamma \sin 2\gamma', \Delta\gamma \sin 2\gamma'] \quad (19)$$

式中: β' 和 γ' 分别为上反角和后掠角的理论值; $\Delta\beta$ 和 $\Delta\gamma$ 表示要求的对接精度。

3.2 工艺类特征点约束

某型飞机翼身对接面分为上、下翼面,其上翼面为对接螺栓,下翼面为双排对接销钉孔,在中部存在对接定位销,见图6、7。

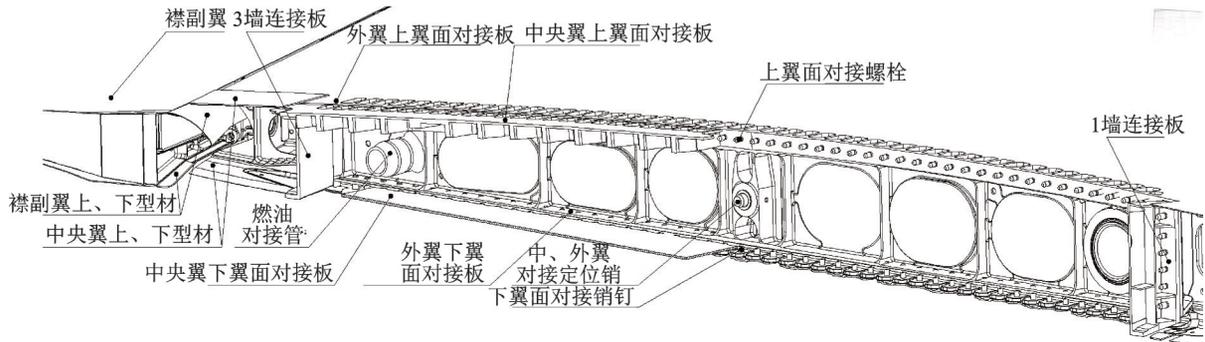


图6 外翼对接机身端示意图

Fig.6 Schematic diagram of external wing docking with fuselage end

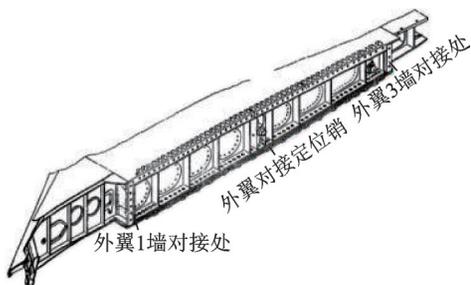


图7 外翼对接机翼端示意图

Fig.7 Schematic diagram of external wing docking with wing end

为保证外翼对接配合面的工艺质量,本文引入对接平面角度和定位销同轴度两种工艺类特征点。通过在飞机外翼结构平面采集平面数据拟合出最优的对接平面,设拟合出来的平面在全局坐标

系下的平面方程为

$$Ax + By + Cz + D = 0 \quad (20)$$

用最小二乘法拟合出最优平面模型为

$$\min f(\mathbf{\Pi}) = \sum_{k=1}^l (Ax + By + Cz + D)^2 \quad (21)$$

假设在外翼装配过程中,机身作为配合部件的对接平面,外翼作为插入件的对接平面,两个对接平面用向量进行表示分别为

$$\mathbf{\Pi}_{\text{fixed}} [A_{\text{fixed}} \ B_{\text{fixed}} \ C_{\text{fixed}} \ D_{\text{fixed}}] \quad (22)$$

$$\mathbf{\Pi}_{\text{move}} [A_{\text{move}} \ B_{\text{move}} \ C_{\text{move}} \ D_{\text{move}}] \quad (23)$$

两个平面的法线向量分别为

$$\mathbf{N}_{\text{fixed}} = [A_{\text{fixed}} \ B_{\text{fixed}} \ C_{\text{fixed}}] \quad (24)$$

$$\mathbf{N}_{\text{move}} = [A_{\text{move}} \ B_{\text{move}} \ C_{\text{move}}] \quad (25)$$

在对接过程中,机身作为配合平面保持静止,而外翼作为插入的对接平面进行了旋转变换和平

移变换。外翼插入对接平面的法线向量可以表示为 $R_j^g N_{\text{move}}$, 配合件的对接平面基准和插入件的对接平面之间的角度优化模型为

$$\delta\alpha(\nu) = \arccos \frac{|N_{\text{fixed}} R_j^g N_{\text{move}}|}{\|N_{\text{fixed}}\|^2 \|R_j^g N_{\text{move}}\|^2} \quad (26)$$

设插入部件对接平面的采样点集为 $P_j^{gb} = [x_j, y_j, z_j]^T$, 插入部件经过旋转平移变换后, P_j^{gb} 坐标变换为 $P_j^{sc} = R_j^g P_j^{gb} + T$, 则配合部件到对接平面 Π_f 之间的距离为

$$d_i(\nu) = \frac{|N_{\text{fixed}}(R_j^g P_j^{gb} + T) + D_{\text{fixed}}|}{\|N_{\text{fixed}}\|^2} \quad (27)$$

插入部件对接平面的 m 个测量点到对应的配合部件对接平面的平均距离为

$$d_{\text{avg}}(\nu) = \frac{\sum_{j=1}^m d_i(\nu)}{m} \quad (28)$$

假设外翼上下配合面的间隙分别为 $d_{\text{avg}1}$ 和 $d_{\text{avg}2}$, 则上下配合面间隙误差为

$$f_4(d) = \Delta d_{\text{avg}} = |d_{\text{avg}1} - d_{\text{avg}2}| \quad (29)$$

约束条件为

$$\Delta d_{\text{avg}} \in [-d_{\text{min}}, d_{\text{min}}] \quad (30)$$

3.3 基于特征点约束的目标函数建立

为更加准确地解算位姿调整参数, 真实表征外翼相对机身的位姿状态, 需要在考虑特征点基础上求解外翼对接最佳目标位姿, 以减小同理论位姿的偏差。

假设位姿控制点在翼身对接全局坐标系下的当前坐标为 P_i , 经过位姿调整后, 当前坐标 P_i 经过旋转和平移变换后得到拟合值 P_i' 。假设根据位姿拟合算法得到的理论坐标为 P_i'' , 则位置偏差模型为

$$\min f(\mathbf{R}, \mathbf{t}) = \sum_{i=1}^n \|P_i'' - P_i'\| = \sum_{i=1}^n \|P_i'' - (R P_i + \mathbf{t})\| \quad (31)$$

实际对接过程中, 不同的特征点约束条件对位姿拟合算法的影响是不同的。因此, 本文根据实际情况对位姿控制点 P_i 赋予权重, 表示为

$$\min f(\mathbf{R}, \mathbf{t}) = \sum_{i=1}^n \omega_i \|P_i'' - P_i'\| = \sum_{i=1}^n \omega_i \|P_i'' - (R P_i + \mathbf{t})\| \quad (32)$$

假设位姿控制点 P_i 的精度要求为 $N_i = [\Delta x, \Delta y, \Delta z]^T$, 则理想条件下的位置偏差模型 $f(\mathbf{R}, \mathbf{t})$ 的最优取值 f_a 为

$$f_a = \sum_{i=1}^n \omega_i N_i^T N_i \quad (33)$$

从式(33)看出, f_a 与 ω_i 线性相关, 比例系数为 $N_i^T N_i$ 。对于精度要求较高的位姿调整点, $N_i^T N_i$ 的数值较低, 因此需要较大的权重 ω_i 增大位姿基准点的重要性。对于精度要求较低的位姿基准点则需要较低的权重 ω_i 来减小位姿基准点的重要性。

外翼对接装配目标位姿是由两类特征点约束条件共同组成, 基于该目标模型的误差, 采用权重系数的方式构造最终的目标函数。

$$f(\eta) = \omega_1 f_1(\alpha) + \omega_2 f_2(\beta) + \omega_3 f_3(\gamma) + \omega_4 f_4(d) \quad (34)$$

外翼位姿优化后的最佳位姿为取值最小时, 即存在 $\min |f(\eta)|$ 。其中各项装配位置误差均满足式(15、17、19、30)的要求。

4 基于粒子群优化算法的位姿参数研究

基于特征点约束条件建立的外翼对接数学模型复杂程度高, 诸如最小二乘法等算法在解算位姿调整参数时, 难以处理特征点约束问题, 且容易陷入局部最优。通过设置最大迭代次数或者增大容差的方法求解位姿调整参数, 将导致位姿拟合误差增大。外翼对接过程实际上是多目标的优化问题, 因此, 本文引入了粒子群优化算法, 以便快速求解多种特征点约束条件下全局的最优位姿调整参数, 提高外翼对接精度。

粒子群算法是个体协作而成的群体与个体间的互动机制中寻求搜索全局最优解的方法, 具有实现简单、解算效率高、非线性优化性能强等优点。它将问题的搜索空间类比于鸟类的飞行空间, 将每只鸟抽象为一个“粒子”, 并赋予其速度和位置两个属性。粒子在搜索空间中根据自身的飞行经验和同伴的飞行经验动态调整速度, 从而更新位置, 以找到问题的最优解^[25]。该算法首先需要在 D 维的搜索空间内确定由 m 个粒子组成的粒子群。位姿调整函数包含 6 个未知参数, 因此搜索空间为 6 维。每个粒子都为一个六维向量, 其空间位置可以表示为

$$x_i = (x_{i1}, x_{i2}, \dots, x_{i6}) \quad i = 1, 2, \dots, 6 \quad (35)$$

每个粒子还存在相应的速度向量, 表示为

$$v_i = (v_{i1}, v_{i2}, \dots, v_{i6}) \quad i = 1, 2, \dots, 6 \quad (36)$$

粒子的空间位置即为位姿调整函数的一个解, 代入适应度函数中得到适应度值, 数值大小用于评价粒子的优劣, 适应度函数即为式(34)所示的目标函数。在每次迭代过程中, 算法根据适应度函数数值会产生两种不同的最优位置, 分别为粒子 i 的具

有最佳适应度值的个体历史最优位置 $P_i = (P_{i1}, P_{i2}, \dots, P_{i6})$ 和整个粒子群的全局最优位置 $P_g = (P_{g1}, P_{g2}, \dots, P_{g6})$ 。算法在迭代中的更新公式表示为

$$v_{id}^{t+1} = \omega v_{id}^t + c_1 r_1 (p_{id}^t - x_{id}^t) + c_2 r_2 (p_{gd}^t - x_{id}^t) \quad (37)$$

$$x_{id}^{t+1} = x_{id}^t + v_{id}^{t+1} \quad (38)$$

式中: ω 为惯性权重; c_1 和 c_2 分别为学习因子; r_1 和 r_2 为 0~1 之间的随机数; 上标 t 表示迭代次数; 下标 d 表示维度。

粒子群在解算外翼对接问题中的最优位姿调整参数时, 优化目标还需包括特征点约束函数。常见的粒子群算法通过惩罚函数法将约束问题转化为无约束问题来处理, 但是存在寻优效率低下等问题。本文根据基于特征点的约束函数求解全局最优解。特征点约束问题的目标函数为 $f_i(x)$, $i = 1, 2, 3, 4$, 根据约束条件表示为

$$\begin{cases} g_i(x) \leq 0 & i = 1, 2, \dots, n \\ h_j(x) = 0 & j = 1, 2, \dots, m \end{cases} \quad (39)$$

特征点的约束条件均为范围值, 因此简化约束条件表示为

$$|f_i(x)| - \epsilon_i \leq 0 \quad (40)$$

式中 ϵ_i 为约束条件的限定范围。

粒子的适应度值根据适应度函数计算得到, 但是在约束问题求解过程中, 适应度值并不一定能正确反映粒子在优化模型中的整体性能, 因此, 引入约束可行域作为全局最优解的关键依据^[26]。假设约束可行域存在的解的集合为 F_i , 则优化问题中每个约束存在的可行域交集表示为

$$Q = F_1 \cap F_2 \cap \dots \cap F_{n+p} \quad (41)$$

在每次迭代时, 粒子需要向交集 Q 不断逼近。同时, 为避免函数陷入局部最优, 本文对全局最优解的选择机制进行了重新设计: 首先计算粒子到约束可行域的规范距离 $L_j(x_i)$, 求和得到 $L(x_i)$, 结合适应度函数挑选最佳的粒子作为当前迭代次的全局最优解, 随着迭代不断朝着最优解逼近。

$$L_j(x_i) = \frac{l_j(x_i)}{\max l_j(x_i)} \quad i = 1, 2, \dots, m \quad (42)$$

$$L(x_i) = \sum_{j=1}^{n+p} L_j(x_i) \quad (43)$$

式中: $l_j(x_i)$ 为粒子到可行域的规范距离; $\max l_j(x_i)$, $i = 1, 2, \dots, m$ 为所有粒子到可行域边界的最大距离。基于约束可行域和目标优化函数适应值改进全局最优解的选取, 如图 8 所示。具体选择机制为:

(1) 若两个粒子均位于约束可行域内, 根据适应度函数计算的适应值选取粒子。

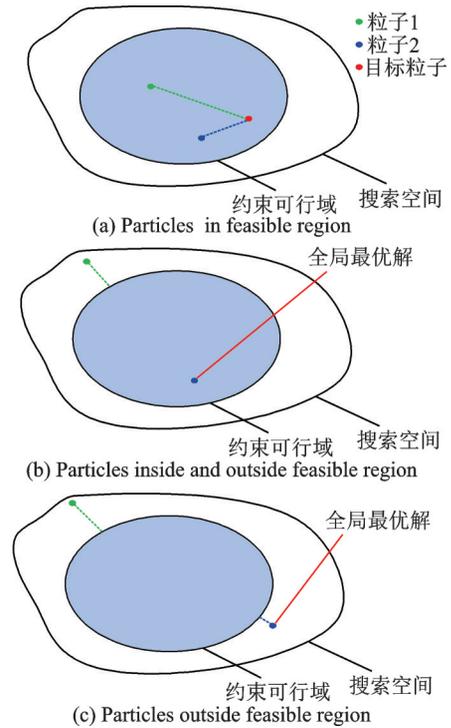


图 8 全局最优解选择示意图

Fig.8 Schematic diagram of global optimal solution selection

(2) 若两个粒子分别位于约束可行域内外, 则选择位于约束可行域内的粒子。

(3) 若两个粒子均位于可行域外, 则选取规范距离最小的粒子^[26]。

综合上述研究内容, 最终得到粒子群优化算法的位姿调整参数解算流程如图 9 所示。

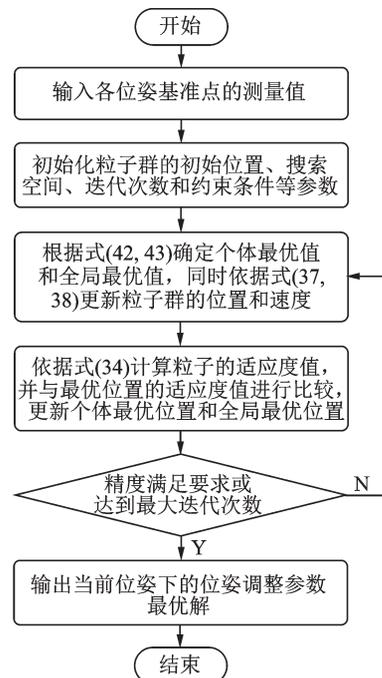


图 9 粒子群优化算法流程图

Fig.9 Flowchart of the particle swarm optimization algorithm

为验证本文粒子群优化算法的有效性,本文引入了 Powell 算法和牛顿迭代算法进行仿真验证。本文粒子群优化算法的初始化参数可见表 1。

已知全局坐标系到测量坐标系的位姿调整参数标准值为 $[-2\ 345.341, -1\ 342.334, 1\ 352.347, 0, 0, 0]$,经过 3 种方法的对比验证,可得实验结果见表 2。

根据表 2 可知,本文的粒子群优化算法具备良好的精确度,经优化后的算法平移参数仅为 $[0.002\ 1, 0.002\ 9, 0.002\ 7]$,旋转参数为 $[6.329e-4,$

表 1 粒子群算法优化参数

Table 1 Particle swarm optimization parameters

初始化参数	数值
迭代次数	1 000
学习因子 $[c_1, c_2]$	$[2, 2]$
惯性权重	0.6
随机数 $[r_1, r_2]$	$[0.5, 0.5]$
权重 $[\omega_1, \omega_2, \omega_3, \omega_4]$	$[0.2, 0.2, 0.2, 0.4]$

$5.998e-4, 6.637e-5]$,偏差绝对值均为最小的,表明本文的粒子群算法的有效性。

表 2 位姿调整参数偏差绝对值

Table 2 Absolute deviation values of pose adjustment parameters

位姿调整参数偏差绝对值	平移参数/mm			旋转参数/(°)		
	ΔX	ΔY	ΔZ	ϵ_x	ϵ_y	ϵ_z
Powell 算法	0.004 5	0.003 8	0.002 8	$8.234e-4$	$7.464e-4$	$9.337e-5$
牛顿迭代算法	0.004 9	0.003 4	0.003 9	$8.921e-4$	$8.363e-4$	$9.288e-5$
粒子群优化算法	0.002 1	0.002 9	0.002 7	$6.329e-4$	$5.998e-4$	$6.637e-5$

5 实验验证

5.1 飞机外翼精准对接系统

本文实验以自动导引运输车(Automated guided vehicle, AGV)重载底盘为平台,通过激光跟踪仪建立空间坐标,在此基础上结合设备自动规划路径,在飞机总装的过程中实现飞机外翼的转运及自动对接的功能。系统整体结构可见图 10。系统硬件部分主要包括工控机、电池模块、全向车平台、六自由度平台、适配箱、传感器工装盒和手持控制器等单元组成。系统软件界面由 5 大功能区组成,分别为手动控制区,对接目标图像区,系统通讯及系统状态显示区,对接系统主功能区,操作日志区。

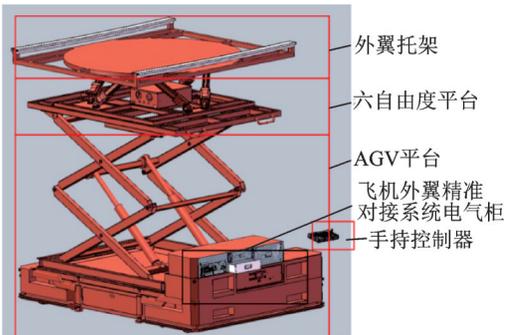


图 10 设备结构图

Fig.10 Equipment structure diagram

飞机外翼对接实验的基本流程如下:

(1)由操作者手持控制器控制 AGV 底盘的移动,使外翼不断靠近机身,完成粗校准并保存各位姿基准点的空间位置。

(2)依靠外翼对接调姿算法,不断计算对接时

所需的移动量,使测量点空间位置不断逼近理论值,进行精校准。

(3)根据测量系统实时计算调姿系统实际位置与目标位置的偏差,当偏差量小于设定阈值时,结束调姿过程。

5.2 实验验证

为验证本文基于特征点约束的飞机外翼对接位姿拟合粒子群优化方法具有更好的外翼对接精度,本文引入三点法、未进行特征约束的最小二乘法进行对比分析。实验由两个主要部分组成:位姿调整参数实验和位姿拟合算法实验。位姿调整参数实验旨在验证,通过本文所提出的方法,飞机外翼精准对接系统能否严格地根据预设参数进行精确移动。这一步骤至关重要,因为它是确保外翼对接拟合误差最小化的关键所在。位姿拟合算法实验则是为了检验在运用本文提出的方法后,外翼对接的位姿拟合精度是否达到预期标准。通过这两个实验将全面评估本文方法在飞机外翼对接过程中的有效性和精确性。

本文以某型飞机为例进行仿真实验,外翼上的调姿基准点为 8 个,特征点约束有 4 个,分别为安装角、上反角、后掠角和上下配合面的间隙,见图 11 所示。

5.2.1 位姿调整参数实验

假设位姿基准点在全局坐标系下的理论坐标初始值如表 3 所示,对上述坐标叠加已知的位姿调整参数作为标准值进行实验仿真分析。

为验证本文方法解算的位姿调整参数准确性,本文利用蒙特卡洛仿真方法对位姿基准点随机添

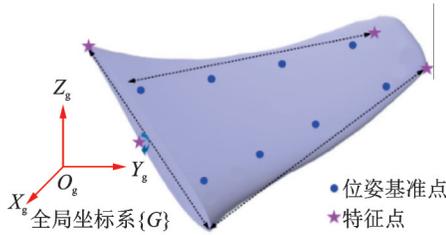


图11 调姿基准点分布图

Fig.11 Distribution map of attitude adjustment reference points

表3 位姿基准点

Table 3 Pose reference points

位姿基准点/mm	X轴	Y轴	Z轴
1	2 023.47	2 344.56	-1 102.43
2	2 123.88	2 375.90	-1 163.11
3	4 366.73	2 478.56	-1 146.62
4	4 358.73	2 483.49	-1 147.99
5	5 633.56	2 485.56	-1 165.84
6	5 733.68	2 474.87	-1 158.43
7	6 479.47	2 507.34	-1 167.34
8	6 593.33	2 575.36	-1 178.54

加均差为0,方差为0.2的正态误差,以模拟测量系统的测量精度所造成的偏差。实验共进行50次,取平均值作为计算结果,实验结果见表4。由表4可知,本文方法在位姿参数上的位置误差分别为0.145、0.172和0.241 mm,角度偏差仅为0.005°、0.007°和0.013°。本文方法得到的位姿参数结果对比其他两种方法精度明显较高。此外,本文实验总共进行50次,对3种方法进行标准化差计算得到表5。

表4 位姿调整参数解算结果对比

Table 4 Comparison of pose adjustment parameter calculation results

位姿调整参数	理论位姿	三点法	最小二乘法	本文方法	
位置参数/mm	ΔX	200	200.562	200.478	200.145
	ΔY	100	100.368	100.384	100.172
	ΔZ	-200	-200.367	-200.394	-200.241
姿态参数/(°)	ϵ_x	-5	-5.013	-5.019	-5.005
	ϵ_y	5	5.015	5.021	-5.007
	ϵ_z	5	5.025	5.015	-5.013

由表5可知,在50次实验中,3种方法每次位姿调整参数解算结果与50次计算平均值的偏差很小,标准差都在0.1以下,表明本文提出的方法具有较高的稳定性。

5.2.2 位姿拟合算法实验

根据飞机外翼对接的工艺要求,飞机外翼位置参数的允许偏差为±0.5 mm以内,安装角、上反角

表5 位姿调整参数标准差

Table 5 Standard deviation of pose adjustment parameters

位姿调整参数	三点法	最小二乘法	本文方法
$\Delta X/mm$	0.000 5	0.000 3	0.000 2
$\Delta Y/mm$	0.000 6	0.000 8	0.000 4
$\Delta Z/mm$	0.000 3	0.000 5	0.001 1
$\epsilon_x/(^\circ)$	0.029	0.041	0.026
$\epsilon_y/(^\circ)$	0.016	0.026	0.021
$\epsilon_z/(^\circ)$	0.063	0.093	0.062

和后掠角的角度偏差需要控制在±0.02°以内,外翼上下配合面的间隙需要控制在0.1 mm。为验证本文方法解算的位姿调整参数的精确性,本文进行了位姿拟合实验进行验证,计算得到8个位姿基准点在3个轴向上的位置偏差,实验共进行10次,实验结果取8个位姿基准点的平均值,实验结果见图12~14。

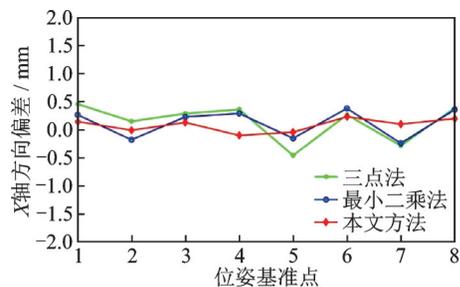


图12 调姿基准点X轴方向坐标偏差

Fig.12 Coordinate deviation in the X-axis of the attitude adjustment reference points

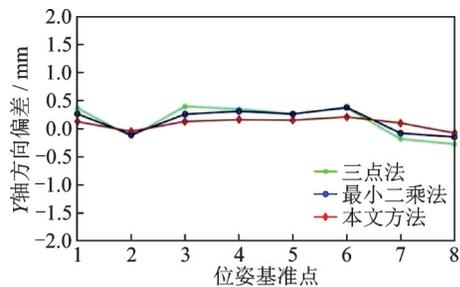


图13 调姿基准点Y轴方向坐标偏差

Fig.13 Coordinate deviation in the Y-axis of the attitude adjustment reference points

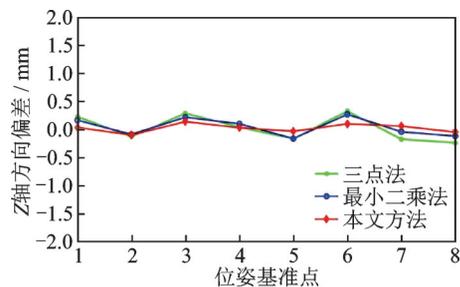


图14 调姿基准点Z轴方向坐标偏差

Fig.14 Coordinate deviation in the Z-axis of the attitude adjustment reference points

由图12~14可知,基于特征点的位姿拟合优化算法相较于未考虑特征点约束条件的位姿拟合方法更为全面、精确。因此,本文方法中8个位姿基准点的平均位置方位绝对值偏差最小,分别为X轴0.118 mm、Y轴0.123 mm和Z轴0.070 mm,且远小于 ± 0.5 mm的公差带范围,满足外翼对接精度要求。

此外,本文方法根据特征点的约束条件对位姿拟合算法进行修正,经过实验对比的结果见表6。

表6 外翼特征点参数平均误差绝对值

Table 6 Absolute values of average errors of external wing feature point parameters

特征点参数 平均误差绝对值	三点法	最小 二乘法	本文方法
安装角/(°)	0.010	0.011	0.003
上反角/(°)	0.006	0.008	0.004
后掠角/(°)	0.017	0.014	0.008
上下配合面 的间隙/mm	0.132	0.157	0.046

由表5和表6可知,三点法和最小二乘法仅采用位姿基准点对飞机外翼对接目标进行单目标位姿求解,在位姿基准点的X轴、Y轴和Z轴方向坐标偏差未超出,但是在上下配合面的间隙均超差,分别超出设定值0.032和0.057 mm。本文方法同时基于特征点约束条件和位姿基准点的装配目标位姿求解,无论在各方向的坐标偏差,还是特征点参数绝对值均不存在超差现象,仅为 0.003° 、 0.004° 、 0.008° 和0.046 mm,远小于其他两种方法,提高了飞机外翼位姿拟合精度,同时满足位姿基准点偏差和特征点精度要求。

6 结 论

本文针对外翼对接时位姿拟合误差大的问题,引入了一种基于特征点约束的飞机外翼对接位姿拟合粒子群优化方法。实验研究得到了如下结论:

(1)本文根据位姿空间坐标系建立位姿控制误差模型,通过分析外翼对接时位姿拟合误差产生的原因,可知位姿拟合误差与位姿调整参数成正比关系。因此,求解精确的位姿调整参数是优化外翼对接过程的关键所在。

(2)本文依托位姿基准点的测量网络,采用最小二乘法解算外翼对接过程的位姿调整参数。然而,该方法未充分考虑制造装配时累积误差造成的影响,将会导致外翼对接精度降低。因此,引入特征点对外翼对接过程实施约束,有助于减小外翼对

接误差。

(3)基于特征点约束条件构建的外翼对接数学模型复杂程度高,本文引入了粒子群优化算法,快速求解多种特征点约束条件下全局的最优位姿调整参数。通过实验对比结果,相较于三点法和最小二乘法,基于特征点约束的粒子群优化算法位姿解算精度提高约56%,使得外翼最终对接精度提高了约50%。

参考文献:

- [1] 季青松,陈军,范斌,等.大型飞机自动化装配技术的应用与发展[J].航空制造技术,2014(S1):75-78.
JI Qingsong, CHEN Jun, FAN Bin, et al. Application and development of large aircraft automatic assembly technology[J]. Aviation Manufacturing Technology, 2014(S1): 75-78.
- [2] 朱永国,黄翔,方伟,等.机身自动调姿方法及误差分析[J].南京航空航天大学学报,2011,43(2):229-234.
ZHU Yongguo, HUANG Xiang, FANG Wei, et al. Automatic fuselage attitude adjustment method and error analysis[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2011, 43(2): 229-234.
- [3] 陈雪梅,刘顺涛.飞机数字化装配技术发展与应用[J].航空制造技术,2014(S1):60-65.
CHEN Xuemei, LIU Shuntao. Development and application of aircraft digital assembly technology[J]. Aviation Manufacturing Technology, 2014(S1): 60-65.
- [4] 杨锋,穆志国,范军华,等.大型飞机总装集成脉动生产线技术研究[J].航空制造技术,2022,65(12):48-55,62.
YANG Feng, MU Zhiguo, FAN Junhua, et al. Large aircraft assembly integrated pulse production line technical research[J]. Aviation Manufacturing Technology, 2022, 65(12): 48-55, 62.
- [5] 王皓,陈根良.机器人型装备在航空装配中的应用现状与研究展望[J].航空学报,2022,43(5):49-71.
WANG Hao, CHEN Genliang. Research progress and perspective of robotic equipment applied in aircraft assembly[J]. Journal of Aeronautics, 2022, 43(5): 49-71.
- [6] 郝龙,刘涵予,黄翔,等.基于实测数据的飞机虚拟预装配技术发展综述[J].航空制造技术,2024,67(6):65-77.
HAO Long, LIU Hanyu, HUANG Xiang, et al. Review of virtual pre-assembly technology for aircraft based on measured data[J]. Aviation Manufacturing Technology, 2024, 67(6): 65-77.

- [7] 薛雷,杨应科,李东升,等.基于激光跟踪仪的机器人末端负载重力辨识与在线补偿方法[J].航空制造技术,2024,67(5):53-59.
XUE Lei, YANG Yingke, LI Dongsheng, et al. Gravity identification and online compensation of robot end-effector based on laser tracker[J]. Aviation Manufacturing Technology, 2024, 67(5): 53-59.
- [8] 隋少春,许艾明,黎小华,等.面向航空智能制的DT与AI融合应用[J].航空学报,2020,41(7):7-17.
SUI Shaochun, XU Aiming, LI Xiaohua, et al. Fusion application of DT and AI for aviation intelligent manufacturing[J]. Journal of Aeronautics, 2020, 41(7):7-17.
- [9] 王青,梁琴,李江雄,等.飞机数字化装配机翼姿态评价及调整方法[J].浙江大学学报(工学版),2014,48(7):1287-1294.
WANG Qing, LIANG Qin, LI Jiangxiong, et al. Estimation and alignment method of wing position and orientation for aircraft digital assembly[J]. Journal of Zhejiang University (Engineering Science), 2014, 48(7): 1287-1294.
- [10] 安志勇,曹秒,段洁.数字化测量技术在飞机装配中的应用[J].航空制造技术,2013,56(18):48-51.
AN Zhiyong, CAO Miao, DUAN Jie. Application of digital measurement technology in aircraft assembly[J]. Aviation Manufacturing Technology, 2013, 56(18): 48-51.
- [11] 付景丽,侯兆珂,谢星.飞机大部件对接测量方案的研究与应用[J].航空制造技术,2019,62(S2):79-83.
FU Jingli, HOU Zhaoke, XIE Xing. Research and application of measurement programme of large parts of aircraft joint system[J]. Aviation Manufacturing Technology, 2019, 62(S2): 79-83.
- [12] 陈文亮,潘国威,丁力平.飞机数字化装配技术发展现状[J].航空制造技术,2016,59(8):26-30.
CHEN Wenliang, PAN Guowei, DING Liping. Development status of aircraft digital assembly technology[J]. Aviation Manufacturing Technology, 2016, 59(8): 26-30.
- [13] 王巍,周天一,王诚鑫.基于激光跟踪仪测量系统的翼身对接技术研究[J].装备制造技术,2018,46(10):203-206,220.
WANG Wei, ZHOU Tianyi, WANG Chengxin. Research on wing-body docking technology based on laser tracker measurement system[J]. Equipment Manufacturing Technology, 2018, 46(10): 203-206, 220.
- [14] 王皓,陈根良,黄顺舟,等.面向最优匹配位置的大部件自动对接装配综合评价指标[J].机械工程学报,2017,53(23):137-146.
WANG Hao, CHEN Genliang, HUANG Shunzhou, et al. Comprehensive evaluation index for automatic docking assembly of large components facing optimal matching position[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2017, 53(23): 137-146.
- [15] 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 Xiaoxu, LEI Pei, PAN Deng, et al. A pose fitting method for aircraft components based on PSO and WSVD[J]. Journal of Aeronautics, 2023, 44(7): 300-309.
- [16] 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 Pei, ZHENG Lianyu. A closed-loop calibration method for the center position of the ball joint of a PPPS mechanism for attitude adjustment of large aircraft components[J]. Journal of Aeronautics, 2016, 37(10): 3186-3196.
- [17] 柯臻铮,柯岩,朱伟东.飞机大部件对接及精加工系统研究[J].航空制造技术,2022,65(20):92-102.
KE Zhenzheng, KE Yan, ZHU Weidong. Research on the docking and precision machining system of aircraft large components[J]. Aviation Manufacturing Technology, 2022, 65(20): 92-102.
- [18] 王姮,李光丽.大部件对接装配容差分析[J].航空制造技术,2015,58(21):65-67,72.
WANG Jian, LI Guangli. Tolerance analysis of large component butt assembly[J]. Aviation Manufacturing Technology, 2015, 58(21): 65-67, 72.
- [19] 罗芳,邹方,周万勇.飞机大部件对接中的位姿计算方法[J].航空制造技术,2011,54(3):91-94.
LUO Fang, ZOU Fang, ZHOU Wanyong. Posture calculation method for aircraft large component docking[J]. Aviation Manufacturing Technology, 2011, 54(3): 91-94.
- [20] 何晓煦,石章虎,曾德标,等.基于LM算法的飞机大部件对接位姿计算方法[J].航空制造技术,2019,62(8):44-48.
HE Xiaoxu, SHI Zhanghu, ZENG Debiao, et al. A method for calculating the posture of aircraft large component docking based on lm algorithm[J]. Aerospace Manufacturing Technology, 2019, 62(8): 44-48.
- [21] 朱永国,张文博,刘春锋,等.基于SDT和间接平差的中机身自动调姿精度分析[J].航空学报,2017,38

- (12): 296-309.
- ZHU Yongguo, ZHANG Wenbo, LIU Chunfeng, et al. Analysis of automatic attitude adjustment accuracy of middle fuselage based on SDT and indirect adjustment[J]. *Journal of Aeronautics*, 2017, 38(12): 296-309.
- [22] HOU Yukan, LI Yuan, ZHANG Jie, et al. A simple mechanical measurement system for the posture evaluation of wing components using the PSO and ICP algorithms[J]. *Assembly Automation*, 2015, 35(1): 104-113.
- [23] 朱绪胜,郑联语.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[J].*航空学报*,2012,33(9): 1726-1736.
- ZHU Xusheng, ZHENG Lianyu. Multi-objective optimization algorithm for optimal assembly posture of large components based on key assembly characteristics [J]. *Journal of Aeronautics*, 2012, 33(9): 1726-1736.
- [24] 杜福洲,吴璞.基于位姿测量不确定度的飞机对接质量评估[J].*北京航空航天大学学报*,2013,39(1): 73-77.
- DU Fuzhou, WU Pu. Evaluation of aircraft docking quality based on pose measurement uncertainty[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2013, 39(1): 73-77.
- [25] 陈远志,黄杰,章易镰,等.改进的粒子群算法求解飞机位姿评估问题[J].*航空制造技术*,2020,63(6): 90-96.
- CHEN Yuanzhi, HUANG Jie, ZHANG Yilian, et al. Improved particle swarm optimization algorithm for aircraft posture evaluation problems[J]. *Aviation Manufacturing Technology*, 2020, 63(6): 90-96.
- [26] 陈磊.数字化测量辅助的飞机翼身对接装配协调技术研究[D].南京:南京航空航天大学,2018.
- CHEN Lei. Research on coordination technology of aircraft wing-body docking assembly aided by digital measurement[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018.

(编辑:陈珺)