DOI: 10.3901/JME.2019.24.187

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^{*}

朱永国¹ 张文博¹ 邓正平¹ 刘春锋²

(1. 南昌航空大学航空制造工程学院 南昌 330063;

2. 中航工业江西洪都航空工业集团有限责任公司部装一厂 南昌 330024)

摘要: 提出一种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方法。在对合前机翼调姿阶段,利用人工鱼群粒子滤波算法对机翼调姿控制点坐标进行跟踪与估值,结合多项式轨迹规划与定位器运动学逆解,建立翼身对合前机翼位姿的修正数学模型。在翼身对合阶段,利用加权最小二乘异质传感器信息融合方法,将机器视觉和激光跟踪仪的检测数据进行融合滤波,建立翼身对合质量动态监控和对合偏差综合修正数学模型。试验表明,该方法能显著提升飞机翼身对接装配准确度,实现飞机大部件对接装配偏差的动态修正。

关键词: 机身; 机翼; 装配; 机器视觉; 激光跟踪仪

中图分类号: V262

Dynamic Synthesis Correction of Deviation for Aircraft Wing-fuselage Docking Assembly Based on Laser Tracker and Machine Vision

ZHU Yongguo¹ ZHANG Wenbo¹ DENG Zhengping¹ LIU Chunfeng²

(1. School of Aeronautical Manufacturing Engineering, Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063;

2. First Sub-assembly Factory, AVIC Jiangxi Hongdu Aviation Industry Group Company Ltd, Nanchang 330024)

Abstract: A method of dynamic synthesis correction of deviation error is proposed for aircraft wing-fuselage docking assembly by using laser tracker and vision with the object of fork-ear joint. In the stage of wing pose adjustment, the artificial fish swarm particle filter is used to track and estimate coordinates of points on the wing. Trajectory planning in combination with the locator inverse kinematics, dynamic modification model of the wing pose is built. In the stage of wing-fuselage docking, the characteristic parameters of the joint is dynamically detected to get joint position errors by machine vision. The error based on laser tracker and machine vision are fused and filtered, according to the principle of weighted least square of heterogeneous sensor information fusion. By this way, the models of dynamic monitoring of docking quality and comprehensive correction of docking deviation are also built. The experiments show that the proposed method can effectively improve quality of wing-fuselage docking assembly, and dynamic synthesis correction of deviation of wing-fuselage docking assembly is realized.

Key words: fuselage; wing; docking; vision; laser tracker

0 前言

飞机大部件对接装配是飞机总装的重要环节。借助模线模板、手工工装等传统方式进行飞机大部件对接装配的方法,极大制约了飞机总装效率,已

不能适应现代飞机研制的要求。随着高精度、高效率数字化测量设备的引入和计算机技术的推广应用,飞机大部件对接装配正朝着数字化、自动化、智能化的方向发展^[1-4]。梅中义等^[5]利用激光跟踪仪辅助实现了飞机部件柔性对接装配;邱宝贵等^[6]综合运用激光跟踪仪、三坐标数控定位等技术研制了机身对接装配试验系统;郭志敏等^[7]提出利用3个POGO柱组建飞机大部件位置和姿态调整机构的方法;WILIAMS等^[8]阐明了飞机大部件数字化对接装配系统的基本组成,LIU等^[9]

^{*} 国家自然科学基金(51565042,51865037)、江西省重点研发计划(20143ACE50008,20171BBE50007)、江西省自然科学基金(20181BAB206029)、江西省教育厅基金(GJJ180532)和南昌市重大科技(2018-ZDKJGG-010)资助项目。20181222收到初稿,20191021收到修改稿

利用测距仪、工业相机和 6 自由度位姿调整机构构建了部件位姿调整系统,实现了基于视觉的部件位姿调整。

以上研究在运用激光跟踪仪等测量设备辅助实现了飞机部件位姿的数字化调整,为飞机大部件数字化对接装配提供了技术基础,但是在工程实践中需完善以下两点:① 激光跟踪仪仅可对对接装配部件的相对位姿进行检测,不能对对合部位进行监控,激光跟踪仪测量的部件对接装配是半闭环控制。如果对接装配过程中出现偏差,就要终止自动对接装配。② 翼身对合质量缺乏有效监控。由于调姿基准点的布设,对合面的制造安装、调姿结构的制造安装、激光跟踪仪的测量等多误差源耦合,导致即使机翼、机身的相对位置满足装配准确度的要求,翼身对合面的协调准确度仍有可能超差。为解决上述难题,YUAN 等^[10]在测量控制点位置满足要求的基础上,提出以共线、共面、对称等多约束条件的机身对接装配位姿解算方法;王青等^[11]在满足对接装配交点和水平测量点位置要求的基础上,建立了机翼最优位姿评价算法。以上方法试图在满足容差约束的前提下,实现对接装配综合偏差的综合优化,但是均未顾及到对合面的存在偏差,未对对合面进行有效监控,对接装配部件易干涉。

基于以上分析,本文以叉耳式飞机翼身对接装配为研究对象,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方法。利用 4 台激光跟踪仪组建对接装配部件位姿的测量网,进行对接装配部件位姿的跟踪测量,以实现对接装配部件位姿的动态修正。利用两台工业相机检测翼身对合面的特征,进行对合接头交点的跟踪测量。将叉耳交点偏差与调姿控制点偏差进行融合,实现翼身对合质量的综合监控与修正,以同时满足翼身对合接头交点位置准确度和翼身相对位置协调准确度的要求。

1 系统与组成

叉耳交点位置准确度和机翼相对机身的位姿准确度是对接装配质量控制的主要内容,其中机翼相对机身的位姿准确度可用机翼位姿表示^[12]。针对翼身对接装配工艺特点和装配质量要求,构建图 1 所示的翼身对接装配偏差动态综合修正系统。该系统由 4 定位器机身数字化柔性调姿工装、3 定位器机翼数字化柔性调姿工装、4 台激光跟踪仪组建的激光跟踪仪测量网、两台工业相机、集成测控系统等组成,定位器均为三坐标驱动^[13]。

图1 翼身对接装配偏差动态综合修正系统

为预防机翼与机身对合过程中发生干涉,且便于自动调姿和位姿修正,将翼身对接装配划分为以下 3 个工艺过程(图 2):对接装配准备、机翼位姿调整和翼身对合。

图2 翼身对接装配偏差动态综合修正流程图

(1) 对接装配准备。① 各台激光跟踪测量 4 个以上的公共基准点,利用测得的公共基准点坐标值将所有激光跟踪仪的测量坐标系统一到对接装配全局坐标系下,构建激光跟踪仪测量网;② 利用集成测控系统驱动将机身位姿调整到翼身对合的目标位姿。

(2) 机翼位姿调整。① 利用激光跟踪仪测量机翼初始位姿,依据机翼初始位姿和目标位姿进行机翼调姿轨迹规划。② 调姿过程中,4 台激光跟踪仪分别跟踪测量机翼的调姿控制点,依据调姿控制点的实时位姿解算出机翼的实际位姿。③ 将机翼的实

际位姿与理论位姿进行比较, 利用实际位姿与理论位姿的差值逆解出机翼调姿工装定位器的修正量, 实现机翼位姿的动态修正。

(3) 翼身对合。① 组合相机动态采集叉耳对合面的图像, 利用图像处理方法解算出翼身对合接头交点位置准确度。② 将激光跟踪仪测得的位姿相对准确度和对合接头交点位置准确度进行融合, 实现对合质量动态监控与对合偏差综合修正。

2 机翼位姿跟踪与误差动态修正

2.1 机翼调姿系统数学模型

2.1.1 对合前机翼调姿状态方程

将对合完成后机翼的位姿记为 $f_e = (x_e \ y_e \ z_e \ \varphi_e \ \theta_e \ \psi_e)^T$, f_e 可依据机身机翼设计要求获得, 将翼身对合前机翼的位姿记为 $f_b = (x_b \ y_b \ z_b \ \varphi_b \ \theta_b \ \psi_b)^T$, $y_b = y_e - y_o$, y_o 为对合保留量。将机翼初始位姿记为 $f_s = (x_s \ y_s \ z_s \ \varphi_s \ \theta_s \ \psi_s)^T$, 将对合前机翼的位姿调整所需时间记为 T 。飞机大部件对接装配过程中, 翼身调姿过程均平缓, 因此其加速度约束可忽略。为保证机翼调姿过程速度和位姿约束, 使用 3 次多项式拟合方法进行机翼调姿轨迹规划, 得机翼运动轨迹方程 $f(t) = (x_t \ y_t \ z_t \ \varphi_t \ \theta_t \ \psi_t)^T$

$$f(t) = a_0 + a_1 t + a_2 t^2 + a_3 t^3 \quad (1)$$

$$\begin{cases} a_0 = f_b \\ a_1 = 0 \\ a_2 = \frac{3}{T^2}(f_b - f_s) \\ a_3 = -\frac{2}{T^3}(f_b - f_s) \end{cases}$$

利用 $f(t)$ 可得对合前, 机翼各调姿控制点的理论坐标 $p_i(t)$ 为

$$p_i(t) = {}^bR(t)p_i^o + {}^bT(t) \quad (2)$$

式中, ${}^bR(t)$ 、 ${}^bT(t)$ 分别为机翼的旋转矩阵和平移矩阵

$${}^bR(t) = \begin{pmatrix} c\theta_t \cos\psi_t & s\phi_t s\theta_t c\psi_t + c\phi_t s\psi_t & -c\phi_t c\psi_t s\theta_t + s\phi_t s\psi_t \\ -c\theta_t \sin\psi_t & -s\phi_t s\theta_t s\psi_t + c\phi_t c\psi_t & c\phi_t s\theta_t s\psi_t + s\phi_t c\psi_t \\ s\theta_t & -s\phi_t c\theta_t & c\phi_t c\theta_t \end{pmatrix}$$

${}^bR(t)$ 中, $c = \cos$ 、 $s = \sin$, ${}^bT(t) = (x_t \ y_t \ z_t)^T$; p_i^o 为各调姿控制点在机翼坐标系下的坐标; $i = 1, 2, 3, 4$ 。

利用式(2), 构建对合前机翼调姿状态方程

$$X(t+1) = R_{t,t-1}X(t) + T_{t,t-1} + \Gamma_{t,t-1}W_{t-1} \quad (3)$$

式中, $X(t) = (p_i(t))^T$ 表示 t 时刻第 i 个调姿控制点

的状态; $R_{t,t-1} = {}^bR(t) - {}^bR(t-1)$ 为 t 时刻相对于 $t-1$ 时刻的姿态差; $T_{t,t-1} = {}^bT(t) - {}^bT(t-1)$ 为 t 时刻相对于 $t-1$ 时刻的位置差。 $\Gamma_{t,t-1} = I_{3 \times 3}$ 为噪声矩阵; $W_{t-1} = (\Delta x_{t-1} \ \Delta y_{t-1} \ \Delta z_{t-1})^T$ 为 $t-1$ 时刻动态噪声, Δx_{t-1} 、 Δy_{t-1} 、 Δz_{t-1} 为机翼调姿控制点的理论坐标与实际坐标的差值。

2.1.2 翼身对合状态方程

将对合阶段所需时间记为 T' , 根据式(1), 可得对合阶段机翼的运动方程 $f'(t) = (x_e \ y_e \ z_e \ \varphi_e \ \theta_e \ \psi_e)^T$

$$f'(t) = a'_0 + a'_1 t + a'_2 t^2 + a'_3 t^3 \quad (4)$$

$$\begin{cases} a'_0 = f_e \\ a'_1 = 0 \\ a'_2 = \frac{3}{(T')^2}(f_e - f_b) \\ a'_3 = -\frac{2}{(T')^3}(f_e - f_b) \end{cases}$$

根据式(4)可求得对合阶段机翼调姿控制点坐标 $p_i(t)$

$$p_i'(t) = {}^eR p_j^o + {}^eT(t) \quad (5)$$

式中, eR 、 ${}^eT(t)$ 分别为对合阶段机翼的旋转矩阵和平移矩阵

$${}^eR = \begin{pmatrix} c\theta_e c\psi_e & s\phi_e s\theta_e c\psi_e + c\phi_e s\psi_e & -c\phi_e c\psi_e s\theta_e + s\phi_e s\psi_e \\ -c\theta_e s\psi_e & -s\phi_e s\theta_e s\psi_e + c\phi_e c\psi_e & c\phi_e s\theta_e s\psi_e + s\phi_e c\psi_e \\ s\theta_e & -s\phi_e c\theta_e & c\phi_e c\theta_e \end{pmatrix}$$

$${}^eT(t) = (x_e \ y_e \ z_e)^T$$

利用式(5), 建立翼身对合阶段机翼的调姿状态方程

$$X(t+1) = \Phi_{t,t-1}X(t) + {}^eT_{t,t-1} + \Gamma_{t,t-1}W_{t-1} \quad (6)$$

式中, $X(t) = (p_i(t))^T$, $\Phi_{t,t-1} = I_3$ 为对合阶段状态转移矩阵, ${}^eT_{t,t-1} = {}^eT(t) - {}^eT(t-1)$ 为对合阶段为 t 时刻相对于 $t-1$ 时刻的位置差。

2.1.3 激光跟踪仪观测方程

调姿控制点在激光跟踪仪坐标系中的参数为距离 r_m , 方位角 φ_m 和俯仰角 θ_m , 采用三维去偏量测转换方法^[14]将其转换为笛卡儿坐标系下的空间坐标 p_i^m

$$p_i^m = \begin{pmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} r_i \cos\varphi_i \cos\theta_i \\ r_i \sin\varphi_i \cos\theta_i \\ r_i \sin\theta_i \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} \mu_{ave,x} \\ \mu_{ave,y} \\ \mu_{ave,z} \end{pmatrix} \quad (7)$$

式中, $\mu_{ave,x} = r_i \cos \varphi_i \cos \theta_i \left(e^{-\sigma_\varphi^2} e^{-\sigma_\theta^2} - e^{-\sigma_\varphi^2/2} e^{-\sigma_\theta^2/2} \right)$ 、
 $\mu_{ave,y} = r_i \sin \varphi_i \cos \theta_i \left(e^{-\sigma_\varphi^2} e^{-\sigma_\theta^2} - e^{-\sigma_\varphi^2/2} e^{-\sigma_\theta^2/2} \right)$ 、
 $\mu_{ave,z} = r_i \sin \theta_i \left(e^{-\sigma_\theta^2} - e^{-\sigma_\theta^2/2} \right)$, $\mu_{ave,x}$ 、 $\mu_{ave,y}$ 、 $\mu_{ave,z}$ 为
 测量调姿控制点坐标三方向误差均值的期望;
 σ_φ^2 、 σ_θ^2 分别为激光跟踪仪方位角和俯仰角测量误差的方差。

利用式(7), 建立机翼调姿控制点的去偏量测模型

$$\mathbf{Z}(t) = \mathbf{H}\mathbf{X}(t) + \mathbf{V}(t) \quad (8)$$

式中, $\mathbf{X}(t) = \mathbf{p}_i^m$, $\mathbf{H}$ 为激光跟踪仪观测矩阵, $\mathbf{H} = \mathbf{I}_3$, $\mathbf{V}(t) \in \mathbf{R}^m$ 为观测噪声。

2.2 基于人工鱼群粒子滤波的机翼位姿动态修正

由第 2.1 节可知机翼调姿模型可知, 机翼调姿系统为非线性、非高斯系统。卡尔曼滤波等传统滤波方法针对这类系统解析求解比较困难, 而粒子滤波不仅可用于状态空间模型表示的非线性系统, 还适用于传统解析高斯滤波近似算法难以表示的非高斯系统^[15]。然而, 粒子滤波算法又存在粒子退化严重的不足。为此, 引入人工鱼群粒子滤波算法 (Artificial fish swarm particle filtering, AFSPF)^[16], 将机翼调姿控制点视为粒子, 通过鱼群觅食、聚群行为与粒子更新相结合, 使得先验粒子向大似然概率区域移动, 从而避免了粒子退化问题。同时, 运用人工鱼群算法对粒子滤波中的激光跟踪仪量测函数进行选取, 并对重要权值进行调整, 使得调姿控制点向真实位置逼近。图 3 所示为基于人工鱼群粒子滤波的机翼位姿动态修正方法。

步骤(1): 调姿控制点粒子初始化。

$t=0$ 时, 各调姿控制点从调姿状态方程中采样得到 N 个粒子, 令每个样本的初始权值为 $1/N$, 即 $\{\mathbf{x}_0^{(k)}, 1/N\}_{k=1}^N$, $\mathbf{x}_0^{(k)}$ 为机翼初始位置时调姿控制点第 k 个粒子状态矢量。

步骤(2): 调姿控制点粒子时间更新。

利用重要密度函数 $q(\mathbf{x}_t^{(k)} | \mathbf{x}_{t-1}^{(k)}, \mathbf{z}_t)$ 产生新的粒子, 重要密度函数为先验分布

$$q(\mathbf{x}_t^{(k)} | \mathbf{x}_{t-1}^{(k)}, \mathbf{z}_t) = p(\mathbf{x}_t^{(k)} | \mathbf{x}_{t-1}^{(k)}) \quad (9)$$

利用式(9)

$$\mathbf{x}_t^{(k)} = (\hat{\mathbf{x}}_{t|t-1}, \hat{\mathbf{y}}_{t|t-1}, \hat{\mathbf{z}}_{t|t-1}) \cdot p(\mathbf{x}_t^{(k)} | \mathbf{x}_{t-1}^{(k)})$$

式(9)中, $\hat{\mathbf{x}}_{t|t-1}$ 、 $\hat{\mathbf{y}}_{t|t-1}$ 、 $\hat{\mathbf{z}}_{t|t-1}$ 分别表示由状态方程式(3)和(1)产生的新粒子状态矢量; $\mathbf{z}_t$ 为 t 时刻调姿控制点最新观测值。

图 3 基于人工鱼群粒子滤波的机翼位姿动态修正方法

步骤(3): 调姿控制点坐标粒子重要权值计算

$$w_t^{(k)} = w_{t-1}^{(k)} p(\mathbf{z}_t | \mathbf{x}_t^{(k)}) \quad (10)$$

步骤(4): 人工鱼群粒子优化。

令目标函数

$$y = \frac{1}{(2\pi\sigma_v^2)^{1/2}} \exp \left[-\frac{1}{2\sigma_v^2} (\mathbf{z}_t - \hat{\mathbf{z}}_{t|t-1}^{(k)})^2 \right] \quad (11)$$

式中, $\hat{\mathbf{z}}_{t|t-1}^{(k)}$ 为 $t-1$ 时刻对 t 时刻的第 k 个调姿控制点状态矢量的预测观测值。

(1) 觅食行为。令 y_k 表示第 k 个人工鱼当前位置目标函数值和 y_j 表示人工鱼感知位置目标函数值。当 $y_k < y_j$ 时, 各粒子分别与目标函数进行比较, 不断更新粒子的状态使其向真实状态靠近。

$$\hat{\mathbf{x}}_{t|t-1}^{(k_h)} = \hat{\mathbf{x}}_{t|t-1}^{(k_{h-1})} + r \cdot \text{step} \cdot C \cdot \frac{\hat{\mathbf{x}}_{t|t-1}^{(j)} - \hat{\mathbf{x}}_{t|t-1}^{(k_{h-1})}}{\|\hat{\mathbf{x}}_{t|t-1}^{(j)} - \hat{\mathbf{x}}_{t|t-1}^{(k_{h-1})}\|} \quad (12)$$

式(12)中, $\hat{\mathbf{x}}_{t|t-1}^{(k_h)}$ 是对 $\hat{\mathbf{x}}_{t|t-1}^{(k)}$ 的第 h 次迭代后的迭代值; 否则, $\hat{\mathbf{x}}_{t|t-1}^{(k_h)} = \hat{\mathbf{x}}_{t|t-1}^{(k_{h-1})} + r \cdot \text{step}$; $h=1,2,3,\dots,H$, H 是最大迭代次数; $C=1-y_k/y_j$, $r \cdot u[0,1]$ 为介于 0~1 的随机数; step 为人工鱼游动步长。

(2) 聚群行为。设 $\hat{\mathbf{x}}_{t|t-1}^{(k)}$ 在人工鱼感知范围 v 内, 除第 k 个粒子之外, 其余粒子预测观测值集合为 A_v ,

$|A_v|$ 为集合 A_v 的势, 则其中心为 $\hat{\mathbf{z}}_{t|t-1}^{(kc)} = \frac{1}{|A_v|} \sum_{j \neq k} \hat{\mathbf{z}}_{t|t-1}^{(j)}$, 若 $\frac{y_{kc}}{|A_v|} > \delta \cdot y_k$, 式中 y_{kc} 表示所有粒子目标函数值

中心; δ 为拥挤度因子, 则 $\hat{\mathbf{x}}_{t|t-1}^{(k_i)} = \hat{\mathbf{x}}_{t|t-1}^{(k_{i-1})} + r \cdot \text{step} \cdot$

$\frac{\hat{\mathbf{x}}_{t|t-1}^{(kc)} - \hat{\mathbf{x}}_{t|t-1}^{(k_{i-1})}}{\|\hat{\mathbf{x}}_{t|t-1}^{(kc)} - \hat{\mathbf{x}}_{t|t-1}^{(k_{i-1})}\|}$, 否则, 转觅食行为。

步骤(4): 调姿控制点粒子权值更新及归一化。

根据 $w_t^k = w_{t-1}^k p(\mathbf{z}_t | \mathbf{x}_t^{(k)})$ 更新所有粒子权值, 并通过 $\tilde{w}_t^{(k)} = w_t^{(k)} / \sum_{i=1}^N w_t^{(i)}$, 对采样的 N 个调姿控制点粒子权值归一化处理。

步骤(5): 调姿控制点状态估计。

$$\Delta \mathbf{R}(t) = \begin{pmatrix} c\Delta\theta_t c\Delta\psi_t & s\Delta\phi_t s\Delta\theta_t c\Delta\psi_t + c\Delta\phi_t s\Delta\psi_t & -c\Delta\phi_t c\Delta\psi_t s\Delta\theta_t + s\Delta\phi_t s\Delta\psi_t \\ -c\Delta\theta_t s\Delta\psi_t & -s\Delta\phi_t s\Delta\theta_t s\Delta\psi_t + c\Delta\phi_t c\Delta\psi_t & c\Delta\phi_t s\Delta\theta_t s\Delta\psi_t + s\Delta\phi_t c\Delta\psi_t \\ s\Delta\theta_t & -s\Delta\phi_t c\Delta\theta_t & c\Delta\phi_t c\Delta\theta_t \end{pmatrix}$$

式中, $\mathbf{p}_o^m$ 为定位器球心位置, $\Delta \mathbf{T}(t) = (\Delta x_t, \Delta y_t, \Delta z_t)^T$ 。

步骤(7): 判断机翼调姿是否完成, 没有完成返回执行步骤(2)。

3 对合质量动态监控与偏差综合修正

图 4 所示为利用双目视觉动态检测耳型接头和叉型接头的相对位置误差, 将该误差与机翼位姿误差进行融合, 以实现翼身对接质量监控与偏差综合修正。

3.1 叉耳交点位置偏差动态检测

对合过程中, 水平方向相机采集叉耳交点孔图像, 垂直方向相机采集叉耳配合间隙图像。利用 Canny 算子对叉耳间隙和叉耳交点孔进行边缘提取, 通过 hough 变换算法^[17]得到叉耳交点孔拟合圆的圆心坐标和叉耳配合间隙的间距, 实现叉耳接头特征检测, 如图 5 所示。

将 t 时刻耳型接头交点孔圆心坐标记为 $\mathbf{p}_{c1}^m(t) = (y_{c1}^m(t), z_{c1}^m(t))$, 叉型接头交点圆心坐标记为 $\mathbf{p}_{c2}^o = (y_{c2}^o, z_{c2}^o)$ 。由于机身位姿已固定不变, 该坐

状态估计: $\hat{\mathbf{x}}(t) = \sum_{k=1}^N \tilde{w}_t^{(k)} \mathbf{x}_t^{(k)}$

步骤(6): 定位器驱动修正。

根据步骤(1)~(5)得到 t 时刻 4 个调姿控制点的状态估计值记为 $\hat{\mathbf{x}}_i(t)$, 建立机翼位姿解算方程

$$\hat{\mathbf{x}}_i(t) = \mathbf{R}_v(t) \mathbf{p}_i^o(t) + \mathbf{T}_v(t) \quad (13)$$

$$\mathbf{R}_v(t) = \begin{pmatrix} c\theta_v c\psi_v & s\phi_v s\theta_v c\psi_v + c\phi_v s\psi_v & -c\phi_v c\psi_v s\theta_v + s\phi_v s\psi_v \\ -c\theta_v s\psi_v & -s\phi_v s\theta_v s\psi_v + c\phi_v c\psi_v & c\phi_v s\theta_v s\psi_v + s\phi_v c\psi_v \\ s\theta_v & -s\phi_v c\theta_v & c\phi_v c\theta_v \end{pmatrix}$$

$$\mathbf{T}_v(t) = (x_v, y_v, z_v)^T$$

利用式(13)可求得机翼 t 时刻位姿估计 $\mathbf{f}_v(t) = (x_v, y_v, z_v, \phi_v, \theta_v, \psi_v)^T$ 。将理论位姿和估计位姿比较, 可得机翼位姿偏差 $\Delta \mathbf{f}(t) = (\Delta x_t, \Delta y_t, \Delta z_t, \Delta \phi_t, \Delta \theta_t, \Delta \psi_t)^T$ 。

$$\Delta \mathbf{f}(t) = \mathbf{f}_v(t) - \mathbf{f}(t) \quad (14)$$

利用 $\Delta \mathbf{f}(t)$, 通过运动学逆解出定位器驱动的修正值 $\Delta \mathbf{p}_i^m(t)$

$$\Delta \mathbf{p}_i^m(t) = \Delta \mathbf{R}(t) \mathbf{p}_o^m + \Delta \mathbf{T}(t) \quad (15)$$

标为定值。故以机身叉型接头交点孔的轴线为基准, 计算 t 时刻叉耳同轴度 $Con(t)$

$$Con(t) = 2\sqrt{\Delta y_m^2 + \Delta z_m^2} = 2\sqrt{(y_{c1}^m - y_{c2}^o)^2 + (z_{c1}^m - z_{c2}^o)^2} \quad (16)$$

图 4 交点位置误差动态检测示意图

通过求解叉耳间隙的两条拟合直线间的最小距离, 可得叉耳相互配合间隙最小值 $J_{\min}^1(t)$ 和 $J_{\min}^2(t)$ 。

图 5 叉耳接头特征检测

依据式(5), 可得 t 时刻耳型接头交点孔圆心理论二维坐标 $p_{cl}(t)$

$$p_{cl}(t) = [y_{cl}(t) \ z_{cl}(t)]^T = p_{cl}^0 + {}^0T(t) \quad (17)$$

式中, p_{cl}^0 为机翼位于对合保留量处, 耳型孔圆心坐标; ${}^0T(t) = (y_t \ z_e)^T$ 为对合阶段机翼的二维平移矩阵。

联立式(16)和式(17), 可得 t 时刻叉耳交点的位置偏差

$$\begin{cases} \Delta x_c(t) = [J_{\min}^1(t) + J_{\min}^2(t)] / 2 - J_0 \\ \Delta y_c(t) = y_{cl}^m(t) - y_{cl}(t) \\ \Delta z_c(t) = z_{cl}^m(t) - z_{cl}(t) \end{cases} \quad (18)$$

式中, J_0 为叉耳配合间隙理论值。

利用式(18), 建立基于工业相机的叉耳交点位置偏差量测模型

$$q_c(t) = H_c p_c(t) + V_c(t) \quad (19)$$

式中, $p_c(t) = (\Delta x_c(t) \ \Delta y_c(t) \ \Delta z_c(t))^T$; $H_c = I_3$ 为工业相机测量矩阵; $V_c(t) \in R^m$ 为工业相机测量噪声矢量。

3.2 基于加权最小二乘法的测量数据融合滤波

由于激光跟踪仪与工业相机测量频率不同步, 根据异质多传感器信息融合原理^[18], 运用加权最小二乘法, 将工业相机和激光跟踪仪观测数据进融合, 并对两种设备的测量时间进行统一, 获得两者偏差一致性描述。再将误差融合后的调姿控制点代入人工鱼群粒子滤波的机翼位姿误差修正算法中, 实现翼身对合偏差综合修正。

利用式(8), 建立激光跟踪仪的偏差测量模型

$$q_l(t) = H_l p_l(t) + V_l(t) \quad (20)$$

式中, $p_l(t) = (\Delta x_l \ \Delta y_l \ \Delta z_l)^T = Z(t) - p_i(t)$ 。

结合式(17)和式(18), 由于激光跟踪仪和工业相机噪声相互独立, 且一般服从正态分布。采用加权最小二乘法求解出 t 时刻调姿控制点坐标偏差的最佳估值 $\hat{p}(t)$ 。

$$\hat{p}(t) = [H_l^T V_l^{-1} H_l + H_c^T V_c^{-1} H_c]^{-1} [H_l^T V_l^{-1} q_l(t) + H_c^T V_c^{-1} q_c(t)] \quad (21)$$

将 $\hat{p}(t)$ 与 $p_i(t)$ 结合, 即可获得对合阶段待滤波调姿控制点的坐标

$$p_i^{\text{est}} = \hat{p} + p_i(t) \quad (22)$$

利用式(22)更新第 2.2 节中调姿控制点的人工鱼群粒子值, 可实现对合偏差动态综合修正。

4 试验验证

4.1 人工鱼群粒子滤波参数确定

假定机翼调姿噪声方差阵为 $\text{diag}\{0.05^2; 0.05^2; 0.05^2\} \text{ mm}^2$, 激光跟踪仪噪声方差阵为 $\text{diag}\{0.015^2; 0.015^2; 0.015^2\} \text{ mm}^2$, 工业相机噪声方差阵为 $\text{diag}\{0.01^2; 0.01^2; 0.01^2\} \text{ mm}^2$ 。采样粒子个数分别取 10、50、90, 迭代次数分别取 10、30、50; 人工鱼感知距离为 $v = 0.1 \text{ mm}$, 人工鱼移动步长为 $\text{step} = 0.0001 \text{ mm}$, 拥挤度因子为 $\delta = 0.333$, 最大试探次数为 40 次, 调姿时间为 60 s。图 6 和图 7 为粒子数、迭代次数对机翼位姿偏差动态修正的影响效果。

由图 6 可知, 保持迭代次数不变, 当鱼群粒子数为 10 时, 实施位姿动态修正后的机翼位置误差为 $-0.066 \sim 0.058 \text{ mm}$, 姿态误差为 $-2.40 \times 10^{-5}^\circ \sim 2.05 \times 10^{-5}^\circ$; 机翼位姿精度随粒子数量的增加而

图 6 粒子数对机翼位姿误差修正的影响

图 7 迭代次数对机翼位姿偏差修正的影响

提高, 其中位置误差由 $-0.066 \sim 0.058 \text{ mm}$ 低至 $\pm 0.039 \text{ mm}$, 姿态误差由 $-2.40 \times 10^{-5} \sim 2.05 \times 10^{-5} ^{\circ}$ 降低至 $-1.01 \times 10^{-5} \sim 6.89 \times 10^{-6} ^{\circ}$ 。但当粒子数量达到阈值后, 增加粒子数量并不能提高机翼调姿精度。

由图 7 可知, 保持粒子数固定不变, 迭代次数为 10 时, 实施位姿动态修正后的机翼位置误差为 $\pm 0.051 \text{ mm}$, 姿态角误差为 $\pm 1.38 \times 10^{-5} ^{\circ}$; 机翼位姿精度随迭代次数的增加而提高, 当迭代次数等于 30 时, 机翼位置误差为 $-0.043 \sim 0.036 \text{ mm}$, 姿态角误差为 $\pm 1.44 \times 10^{-5} ^{\circ}$ 。但当迭代次

数达到阈值后, 增加迭代次数并不能提高机翼调姿精度。

综合以上计算结果可得, 动态修正后的机翼位姿精度与人工鱼群粒子数和迭代次数有着密切的关系。随着人工鱼群粒子数和迭代次数的增加, 修正后的机翼位姿精度逐渐提高, 当粒子数达到 90, 迭代次数到达 30, 位姿精度逐渐趋于定值。

4.2 翼身对合误差动态综合修正试验

构建如图 8 所示的飞机翼身对接装配质量监控和动态修正系统。激光跟踪仪型号为 AT402, 对接装配用时为 60 s。人工鱼群粒子滤波算法对某一时间节点的机翼调姿控制点坐标从跟踪到估值, 用时为 0.782 s, 对接控制偏差修正时间间隔为 1 s, 人工鱼群粒子滤波算法可满足对接控制的实时要求。

(a) 系统组成

(b) 翼身对合质量监测

图 8 翼身对接装配偏差动态综合修正系统

依据第 4.1 节的计算结果, 将鱼群粒子数设为 90, 将迭代次数为 30。利用图 8 构建的试验系统进行试验, 利用试验检测结果得图 9 所示的对合交点位置偏差, 图 10 所示的机翼位姿偏差, 表 1 所示的翼身对合质量参数标准方差表。

(a) 叉耳接头x向偏差

(b) 叉耳接头y向偏差

(c) 叉耳接头z向偏差

图 9 叉耳接头交点位置偏差

(a) 机翼x向偏差

(b) 机翼y向偏差

(c) 机翼z向偏差

(d) 机翼俯仰角偏差

图 10 机翼位姿偏差

表 1 翼身对合质量参数标准方差表

质量参数	无滤波	人工鱼群粒子滤波	数据融合滤波
叉耳位置/mm	0.042	0.022	0.010
机翼位置/mm	0.047	0.010	0.014
机翼姿态/(°)	1.32×10^{-5}	3.97×10^{-6}	3.32×10^{-6}

由图 9 可知, 不采用滤波调姿算法, 叉耳交点位置误差为 ± 0.091 mm; 利用本文提出的滤波算法对机翼位姿偏差进行动态修正, 将叉耳交点位置误差降至 ± 0.048 mm; 若将激光跟踪仪和工业相机两种测量数据进行融合滤波, 可将叉耳交点位置误差降至 ± 0.038 mm。

由图 10 可知, 不采用滤波调姿算法, 机翼位置误差为 -0.115 mm~ 0.109 mm, 姿态角误差为 $-2.18 \times 10^{-5} \sim 3.05 \times 10^{-5} \circ$; 利用本文提出的滤波算法对机翼位姿偏差进行动态修正, 将机翼位置误差降至 $-0.024 \sim 0.032$ mm, 姿态角误差降至 $-1.11 \times 10^{-5} \sim 5.94 \times 10^{-6} \circ$; 若将激光跟踪仪和工业相机进行融合滤波, 可将机翼位置误差降至 $-0.033 \sim 0.040$ mm, 姿态角误差降至 $-7.12 \times 10^{-6} \circ \sim 8.54 \times 10^{-6} \circ$ 。

对比表 1 中翼身对合各参数可知, 采用人工鱼群粒子滤波和数据融合滤波使得叉耳位置偏差和机翼位姿偏差波动都有效减小。

综合图 9 和图 10 可得, 利用激光跟踪仪测量数据滤波方法可修正机翼位姿偏差, 降低叉耳交点位置误差, 但是误差降低幅度不大。将激光跟踪仪和工业相机测量数据进行融合滤波, 不仅能降低叉耳

交点的位置误差, 将其位置误差范围降低至 ± 0.038 mm, 而且能同时降低机翼位姿误差, 将其位置误差降低至 ± 0.040 mm, 将其姿态角误差降低至 $\pm 8.54 \times 10^{-6} \circ$; 实现了翼身对合接头交点位置准确度和翼身相对位置协调准确度的综合监管与协同修正。对合过程中, 叉耳可能存在部分遮挡现象, 但依据测得的部分圆弧仍可以拟合出整圆, 并获取圆心坐标, 圆心坐标实际测量值与理论值会存在一定的偏差。

5 结论

(1) 针对飞机对合调姿过程为开环控制和对接装配部件位姿偏差缺乏动态监控的问题, 提出基于人工鱼群粒子滤波的飞机大部件位姿误差动态修正方法。引入人工鱼群粒子滤波算法对调姿控制点进行跟踪测量和状态估计, 结合轨迹规划和运动学逆解, 实现了飞机大部件位姿动态跟踪测量与偏差修正。

(2) 基于异质传感器信息融合原理利用加权二乘法, 将激光跟踪仪对调姿控制点的测量偏差和机器视觉的交点位置误差进行融合。获得两者的一致性描述, 借助人工鱼群粒子滤波算法, 实现了叉耳接头交点位置准确度和飞机翼身相对位置协调准确度综合监控与偏差修正, 有效地提高了飞机翼身对接装配精度。

(3) 提出的翼身对接装配偏差动态综合修正方法, 不仅适用于叉耳式翼身对接装配过程的位姿调整与修正, 同样适用于其他飞机大部件对接平台的位姿自动调整。

参 考 文 献

- [1] 许国康. 大型飞机自动化装配技术[J]. 航空学报, 2008, 29(3): 734-740.
XU Guokang. Automatic assembly technology for large air-craft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(3): 734-740.
- [2] 邹冀华, 刘志存, 范玉青. 大型飞机部件数字化对接装配技术研究[J]. 计算机集成制造系统, 2007, 13(7): 1367-1373.
ZOU Jihua, LIU Zhicun, FAN Yuqing. Large-size airplane parts digital assembly technology [J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2007, 13(7): 1367-1373.
- [3] 宋利康, 郑堂介, 黄少华, 等. 飞机装配智能制造体系构建及关键技术[J]. 航空制造技术, 2015, 58(13): 40-45, 50.
SONG Likang, ZHENG Tangjie, HUANG Shaohua, et al.

- Aircraft intelligent assembly manufacture system construction and its key technology[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2015, 58(13): 40-45, 50.
- [4] 林雪竹, 李丽娟, 曹国华, 等. 大部件对接 iGPS 高精度位姿测量优化设计[J]. *航空学报*, 2015, 36(4): 1299-1311.
- LING Xuezhu, LI Lijuan, CAO Guohua, et al. Optimal design based on IGPS high-precision posture measurement for large size component joining[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2015, 36(4): 1299-1311.
- [5] 梅中义, 范玉青. 基于激光跟踪定位的部件对接柔性装配技术[J]. *北京航空航天大学学报*, 2009, 35(1): 65-69.
- MEI Zhongyi, FAN Yuqing. Flexible assembly technique for aircraft parts joining based on laser tracking and positioning[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2009, 35(1): 65-69.
- [6] 邱宝贵, 蒋君侠, 毕运波, 等. 大型飞机机身调姿与对接试验系统[J]. *航空学报*, 2011, 32(5): 908-919.
- QIU Baogui, JIANG Junxia, BI Yunbo, et al. Study on posture alignment and joining test system for large aircraft fuselages [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2011, 32(5): 908-919.
- [7] 郭志敏, 蒋君侠, 柯映林. 基于 POGO 柱三点支撑的飞机大部件调姿方法[J]. *航空学报*, 2009, 30(7): 1319-1324.
- GUO Zhimin, JIANG Junxia, KE Yinglin. Posture alignment for large aircraft parts based on three POGO sticks distributed support[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2009, 30(7): 1319-1324.
- [8] WILLIAMS G, CHALUPA E, RAHHAL S. Automated positioning and alignment systems[J]. *SAE Transaction*, 2000, 109(11): 734-735.
- [9] LIU H, ZHU W, KE Y. Pose alignment of aircraft structures with distance sensors and CCD cameras[J]. *Robotics and Computer-Integrated Manufacturing*, 2017, 48: 30-38.
- [10] LI Y, ZHANG L, WANG Y Z. An optimal method of posture adjustment in aircraft fuselage joining assembly with engineering[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2017, 30(6): 2016-2023.
- [11] 王青, 程亮, 程志彬, 等. 基于容差约束的机翼最优位姿评价算法[J]. *机械工程学报*, 2015, 51(19): 124-130.
- WANG Qing, CHENG Liang, CHENG Zhibing, et al. Optimized position and orientation evaluation of wing based on tolerance constraints in aircraft assembly[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2015, 51(19): 124-130.
- [12] 程宝蓁. 飞机制造协调准确度与容差分配[M]. 北京: 国防工业出版社, 1987.
- CHENG Baoqu. Accuracy and tolerance allocation of aircraft manufacturing coordination [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1987.
- [13] 张文博. 飞机翼身自动对接装配偏差动态综合修正[D]. 南昌: 南昌航空大学, 2019.
- ZHANG Wenbo. Dynamic Comprehensive correction of assembly deviation in automatic docking of aircraft wing-body[D]. Nan Chang: Nan Chang Hangkong University, 2019.
- [14] 李为, 李一平, 封锡盛. 基于卡尔曼滤波预测的无偏量测转换方法[J]. *控制与决策*, 2015, 30(2): 229-234.
- LI Wei, LI Yiping, FENG Xisheng. Tracking with prediction-conditioned unbiased converted measurements[J]. *Control and Decision*, 2015, 30(2): 229-234.
- [15] 褚文博, 罗禹贡, 陈龙, 等. 分布式电驱车辆的无味粒子滤波状态参数联合观测[J]. *机械工程学报*, 2013, 49(24): 117-127.
- CHU Wenbo, LUO Yugong, CHEN Long, et al. Speed estimation for all-wheel drive vehicle based on multi-information fusion[J]. *Automobile Engineering*, 2013, 49(24): 117-127.
- [16] 陆陶荣, 朱林户, 李德芳, 等. 一种集群智能粒子滤波算法[J]. *西安电子科技大学学报*, 2008, 35(3): 536-541.
- LU Taorong, ZHU Linhu, LI Defang, et al. Swarm intelligence algorithm for particle filtering[J]. *Journal of Xidian University*, 2008, 35(3): 536-541.
- [17] 韩秋蕾, 朱明, 姚志军. 基于改进 Hough 变换的图像线段特征提取[J]. *仪器仪表学报*, 2004, 25(s3): 436-439.
- HAN Qiulei, ZHU Ming, YAO Zhijun. Line segment feature extraction based on improved Hough transform[J]. *Chinese Journal of Scientific Instrument*, 2004, 25(s3): 436-439.
- [18] 焦竹青, 熊伟丽, 徐保国. 基于加权最小二乘法的异质传感器数据融合[J]. *吉林大学学报*, 2010, 40(3): 816-820.
- JIAO Zhuqing, XIONG Weili, XU Baoguo. Dissimilar sensor data fusion based on weighted least square [J]. *Journal of Jilin University*, 2010, 40(3): 816-820.

作者简介: 朱永国(通信作者), 男, 1978 年出生, 副教授。主要研究方向为飞机数字化装配。

E-mail: zhuyongguo_2003@163.com

张文博, 男, 1993 年出生, 硕士研究生。主要研究方向为飞机数字化装配。

E-mail: 15797896015@163.com

邓正平, 男, 1989 年出生, 博士。主要研究方向为飞机数字化装配。

E-mail: dengzhengpingjh@nuaa.edu.cn

刘春峰, 男, 1983 年出生, 高级工程师。主要研究方向为飞机装配工艺。

E-mail: lcf_005@163.com