

# 基于分布式双目视觉与优先级约束的叉耳式飞机翼身对接装配偏差解耦建模与修正

田兴源<sup>1</sup> 朱永国<sup>1\*</sup> 崔伟<sup>2</sup> 何敏寅<sup>1</sup> 程承<sup>3</sup> 张义涛<sup>4</sup>

1.南昌航空大学航空制造与机械工程学院,南昌,330063

2.中国航发贵州黎阳航空发动机有限公司,贵阳,550014

3.南昌大学先进制造学院,南昌,330063

4.陆装航空军代局驻景德镇地区航空军事代表室,景德镇,333002

**摘要:**针对飞机翼身对接装配中激光跟踪仪测量光路易遮挡及对接装配准确度之间存在耦合关系的问题,以叉耳式飞机叉耳翼身对接装配为研究对象,提出基于分布式双目视觉与优先级约束的叉耳式飞机翼身对接装配偏差解耦建模与修正方法。利用分布式双目相机、激光跟踪仪、数控定位器等构建叉耳式飞机翼身对接装配偏差检测与修正系统。依据翼身对接装配准确度重要程度和工艺特点,建立叉耳式翼身对接装配偏差综合表达式,提出基于装配准确度优先级约束的飞机翼身对接装配偏差修正方法。将飞机翼身对接装配耦合准确度要求解耦为分阶段离散优化问题,利用李代数参数化量化飞机翼身相对姿态偏差,利用叉耳配合间隙模型和叉耳孔同轴度模型分别解算间隙修正量和同轴度修正量,实现了飞机翼身对接装配偏差的逐级修正。实验结果表明,与无约束模型装配方法和传统几何参考多约束模型偏差修正方法相比,翼身相对姿态偏差、叉耳孔同轴度和叉耳配合间隙均得到了改善。

**关键词:**飞机;装配;优先级约束;双目视觉;偏差修正

**中图分类号:** V262.4

DOI:10.3969/j.issn.1004-132X.2026.03.002

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



## Decoupled Modeling and Correction for Fork-Ear Type Aircraft Wing-Fuselage Docking Assembly Deviations Based on Distributed Binocular Vision and Priority Constraint

TIAN Xingyuan<sup>1</sup> ZHU Yongguo<sup>1\*</sup> CUI Wei<sup>2</sup> HE Minyin<sup>1</sup> CHENG Cheng<sup>3</sup> ZHANG Yitao<sup>4</sup>

1.School of Aeronautical Manufacturing and Mechanical Engineering, Nanchang Hangkong University, Nanchang, 330063

2.AECC Guizhou Liyang Aero Engine Co., Ltd., Guiyang, 550014

3.School of Advanced Manufacturing, Nanchang University, Nanchang, 330063

4.Aeronautical Military Representative Office of the Aeronautical Military Representative Bureau in Jingdezhen District, Jingdezhen, Jiangxi, 333002

**Abstract:** Aiming at the problems that the optical path measured by laser trackers was prone to occlusion and the coupling relationship existing in docking assembly accuracy during aircraft wing-fuselage docking assembly, the wing-fuselage docking assembly of fork-ear aircrafts was used as research object, and a method was proposed for decoupled modeling and correction for fork-ear type aircraft wing-fuselage docking assembly deviations based on distributed binocular vision and assembly accuracy priority constraint. A deviation detection and correction system was constructed for the wing-fuselage docking assembly of fork-ear aircrafts, integrating distributed binocular cameras, laser trackers, and numerical control positioners. Based on the importance and process characteristics of wing-fuselage docking assembly accuracy, a comprehensive expression was established for the wing-fuselage docking assembly deviations of fork-ear aircrafts, and a correction method was proposed for such assembly deviations, which was based on the priority constraint of assembly accuracy. The coupled accuracy requirements were decoupled into a phased discrete optimization problem for aircraft wing-fuselage docking assembly. The relative attitude deviation of the air-

收稿日期:2025-08-19

基金项目:江西省重点研发计划(20243BBG71004、20252BCE310001);国家自然科学基金(52465060);航空科学基金(2024M050056002)

craft wing-fuselage was quantified using Lie algebra parameterization. The clearance correction and coaxiality correction amounts were calculated respectively via the fork-ear fit clearance model and the fork-ear hole coaxiality model, enabling the step-by-step correction of deviations in aircraft wing-fuselage docking assembly. Experimental results show that compared with the unconstrained model assembly method and the traditional geometric reference-based multi-constraint model deviation correction method, the wing-fuselage relative attitude deviation, fork-ear hole coaxiality, and fork-ear fit clearance are all improved.

**Key words:** aircraft; assembly; priority constraint; binocular vision; deviation correction

## 0 引言

飞机装配是飞机制造的重要环节,其装配质量直接影响飞机的性能和使用寿命<sup>[1]</sup>。传统翼身对接方法依赖手工工装,需要人工反复操作调整与试装,存在效率低、精度差、装配质量难以保证等不足,已无法满足现代飞机制造的要求。

随着高精度数字化测量技术的快速发展,激光跟踪仪<sup>[2]</sup>、激光雷达<sup>[3]</sup>和室内全球定位系统<sup>[4]</sup>等大尺寸测量系统被逐步应用于机械装配领域。在基于飞机部件关键点位的飞机对接装配领域,MURALIKRISHNAN等<sup>[5]</sup>研究了激光跟踪仪在大部件尺寸计量中的误差来源、不确定度与航空部件装配场景的应用。CHEN等<sup>[6]</sup>使用激光跟踪仪、iGPS等研究了飞机测量辅助装配(MAA)对接中的位姿不确定性与装配质量评估。JAYAWEERA等<sup>[7]</sup>使用Meta MXS交叉传感器研究航空发动机部件最优位姿并引导机器人装配。MAROPOULOS等<sup>[8]</sup>使用激光跟踪仪、坐标测量机等研究了飞机机翼等大型复杂产品的MAA实现路径,为机翼部件自动化装配提供了可行方案。

为充分利用飞机大部件关键控制点的位置信息,采用基于关键点的位姿最佳拟合方法能有效提高装配质量和效率。MBAREK等<sup>[9]</sup>使用激光跟踪仪与定位器研究了机身段装配和翼身对接的模块化可重构定位。ZHANG等<sup>[10]</sup>使用定位器和激光跟踪仪等设备研究了飞机机翼等大型部件的位姿对准与精加工系统。DENG等<sup>[11]</sup>使用激光跟踪仪与数控定位器研究了飞机翼身对接装配零间隙位姿对准的位置校正。MEI等<sup>[12]</sup>使用数控定位器和激光跟踪仪研究了基于最佳拟合策略的机翼位姿对准方法。

关键点的位置精度对对接装配偏差影响较大,由于飞机零件存在制造和装配误差,单纯依靠关键点位的对接方法已不能满足装配精度需求。为提高飞机大部件对接装配质量,王青等<sup>[13]</sup>提出了一种基于机翼-机身接头和水平测量点公差约束的最优评估方法。LI等<sup>[14]</sup>建立了一种基于机

身对接装配共线、共面和对称约束的多目标优化模型。WU等<sup>[15]</sup>将常见的工程约束解耦为4个最小几何参考约束,包括点到点距离、点到线距离、点到面距离和线到线夹角。LI等<sup>[16]</sup>基于实测数据构建双误差模型,采用离散粒子群优化(DPSO)算法优化目标姿态与位置,采用笛卡儿空间S形曲线进行轨迹规划。

以上研究中几何参考多约束平衡因子与优化目标的权重因子依赖经验设定,且未考虑多工程约束耦合效应。根据航空制造工程手册,飞机机翼-机身(以下简称翼身)对接装配准确度是翼身对接装配质量的参考指标,主要包括翼机相对姿态、叉耳配合间隙和叉耳同轴度等装配准确度要求;各装配准确度之间存在耦合关系,属于耦合约束装配,且为保证飞机性能,各装配准确度存在主次顺序。

由于遮挡和空间狭窄,激光跟踪仪等大尺寸测量系统往往无法直接测量飞机对接装配配合特征。视觉测量技术具有非接触、高精度和高效率的特点,近年来不少学者将机器视觉引入飞机大部件对接装配。张辉等<sup>[17]</sup>提出一种基于视觉的直接测量方法,利用单目相机直接识别测量飞机叉耳交点孔特征。为实现AGV车载夹具基座与站台基座的对准,LIU等<sup>[18]</sup>利用单目工业相机、测距仪和六自由度位姿调整机构构建了部件位姿调整系统。朱永国等<sup>[19]</sup>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。黄小童等<sup>[20]</sup>融合使用iGPS、接触式位移传感器和单目视觉相机,提高了飞机大部件对接装配精度。为满足叉耳式飞机机翼机身对接装配同轴度检测要求,LI等<sup>[21]</sup>提出一种使用分布式单目视觉的大型飞机部件组装新型同轴对准方法。

在飞机大部件对接装配复杂测量场景中,受测量距离和环境影响,单目视觉存在测量效率低,测量精度不稳定等缺点。双目视觉得益于可重构景深且在定位精度上远高于单目视觉,被逐步应用于机械装配领域,ZHANG等<sup>[22]</sup>基于张氏标定法研究了单-双目协作标定测量体系。ZHOU等<sup>[23]</sup>提出了基于点距离约束和图像空间误差的平

面靶标双目标定法。ZHU等<sup>[24]</sup>采用基于圆形标定板的多相机立体视觉标定法,结合椭圆锥模型、罗德里格斯公式,实现翼身对接装配高精度检测。

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,提出基于分布式双目视觉与优先级约束的叉耳式飞机翼身对接装配偏差解耦建模与修正方法。

### 1 叉耳式飞机翼身对接装配偏差检测与修正

#### 1.1 装配偏差数字化高精度检测与修正系统构建

为满足叉耳式飞机翼身对接数字化高精度对接装配要求,构建图1所示的叉耳式飞机翼身对接装配偏差检测与修正系统。

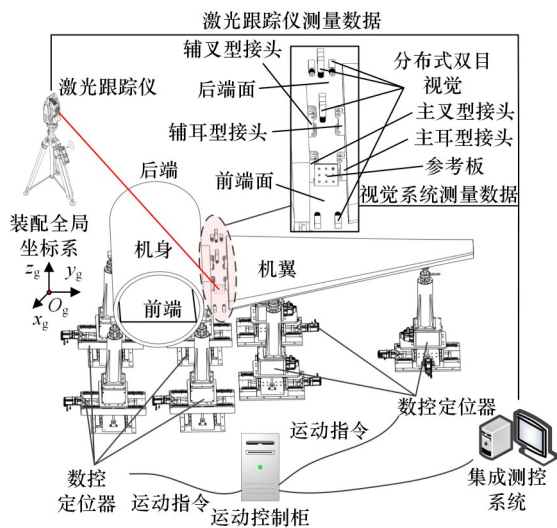


图1 飞机翼身对接装配偏差检测与修正系统  
Fig.1 Aircraft wing-fuselage docking assembly deviation detection and correction system

该系统主要由分布式双目相机、激光跟踪仪、数控定位器、集成测控系统等组成。在翼身对接装配前后端面处分别布置1组双目相机系统,主辅接头顶部分别布置1组双目相机系统,总计4组双目相机系统。双目相机用于测量飞机机翼-机身接头孔特征、孔心坐标、配合间隙等;激光跟踪仪用于构建装配全局坐标系,双目相机联合标定等;集成测控系统实现翼身装配偏差解算、定位器运动学逆解及数控定位器驱动等功能;数控定位器为飞机翼身对接装配的数控执行机构。

#### 1.2 基于优先级约束的装配偏差检测与修正流程

飞机翼身相对姿态直接影响飞机的飞行性能和机动性能,此外它还会影响叉耳接触面贴合状态,因此装配过程中应优先保证翼身相对姿态准确度。叉耳配合面间隙会影响配合面接触压力分布和连接刚度,间隙不均匀会导致接头无法插入、

接头碰撞或局部过载、松动,需在翼身相对姿态调整后进行间隙修正,因此叉耳配合间隙约束优先于叉耳同轴度约束。依据以上分析,叉耳式飞机翼身对接装配准确度优先次序依次为翼身相对姿态、叉耳配合间隙和叉耳同轴度。

综合以上分析,提出图2所示的基于分布式双目相机和优先级约束的叉耳式飞机翼身对接装配偏差检测与修正方法。

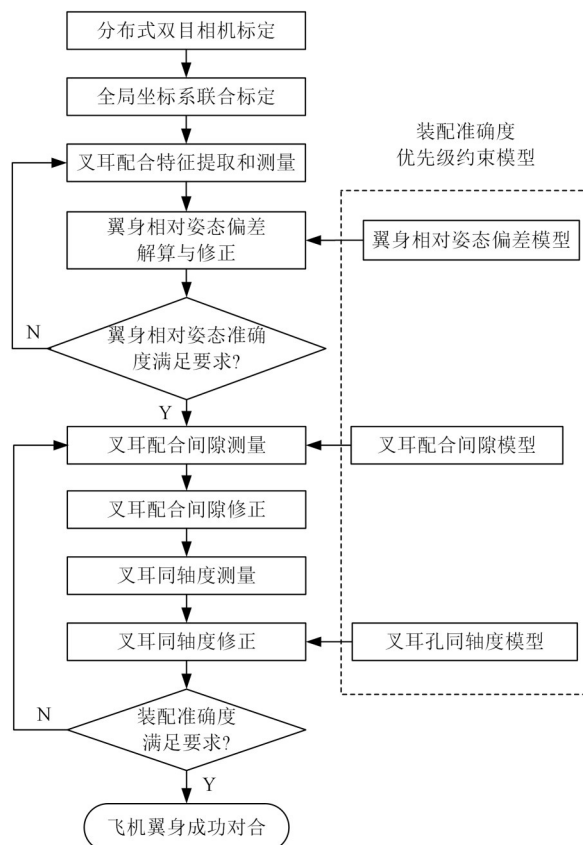


图2 基于优先级约束的飞机翼身相对位姿偏差检测与修正流程

Fig.2 Flow chart of relative pose deviation detection and correction for aircraft wing-fuselage based on priority constraints

1)相机标定与装配全局坐标系联合标定。使用张氏标定法对双目相机进行标定确定相机内外参,并联合激光跟踪仪进行全局标定,获得双目相机坐标系相对于装配全局坐标系的位姿关系。

2)叉耳配合特征提取和测量。利用双目相机对机翼机身接头进行特征提取和接头孔心点位测量,得到机翼、机身接头孔心在双目相机坐标系下坐标和在装配全局坐标系下的坐标。

3)翼身相对姿态偏差解算与修正。利用叉耳式飞机翼身相对姿态偏差模型解算出翼身相对姿态偏差,将翼身相对姿态偏差逆解为定位器的驱动量,实现翼身相对姿态偏差修正。

4)叉耳配合间隙测量与修正。通过翼身接头顶部双目相机系统测量叉耳接头配合间隙,获取接头间隙值,利用叉耳配合间隙模型解算间隙修正量,将间隙调整量逆解为定位器驱动量,实现翼身叉耳接头配合间隙修正。

5)叉耳孔同轴度测量与修正。通过翼身接头前后端面的双目相机系统测量机身与机翼接头孔心坐标,利用叉耳同轴度模型解算出同轴度修正量,将同轴度修正量逆解为定位器驱动量,实现翼身接头同轴度修正。

影响飞机对接装配精度的主要因素包括对接部件加工误差、温度、双目视觉测量误差、对接装配准确度耦合。其中,叉耳采用铣削加工,加工精度高,飞机装配现场一般为恒温,双目视觉测量精度高,而叉耳配合间隙准确度和叉耳孔同轴度准确度会受到翼身相对姿态准确度的耦合干扰,导致翼身相对姿态准确度、叉耳配合间隙准确度和叉耳孔同轴度准确度难以同时保证。鉴于此,构建基于翼身相对姿态偏差模型、叉耳配合间隙模型和叉耳孔同轴度模型的装配准确度优先级约束模型,将翼身对接装配耦合准确度要求解耦为分阶段离散优化问题,利用罚函数法和拟牛顿法对三类模型进行加权分析,兼顾偏差均匀性和偏差最小化,得到偏差表达式和修正量。

## 2 翼身相对姿态偏差建模与优化

为减小飞机水平测量点位置误差的影响,以制造精度较高的机翼、机身接头孔位置信息构建机翼-机身接头孔等效轴线,基于等效轴线建立机翼身相对姿态偏差数学表达式。

### 2.1 机翼-机身接头孔等效轴线构建

如图3和图4所示,将机身主叉型接头孔心在装配全局坐标系中的坐标分别记为 $P_{gf}^{(1)}$ 和 $P_{gf}^{(2)}$ ,将机翼主耳型接头孔心坐标分别记为 $P_{gw}^{(1)}$ 和 $P_{gw}^{(2)}$ ,将机身辅叉型接头孔心分别记为 $P_{gf}^{(3)}$ 和 $P_{gf}^{(4)}$ ,将机翼

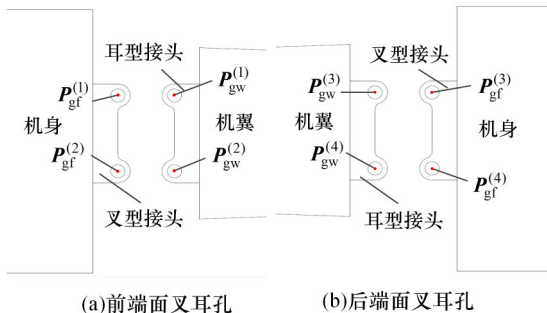


图3 飞机机翼-机身前后端面接头孔分布  
Fig.3 Wing-fuselage joint holes distribution

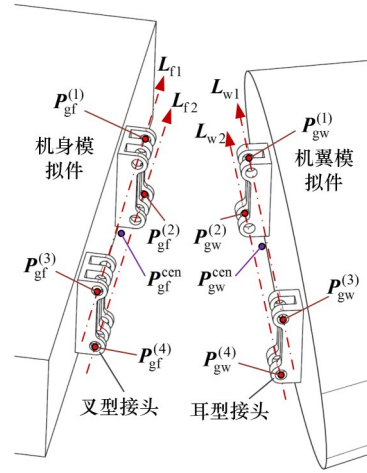


图4 翼身接头孔轴线

Fig.4 Wing-fuselage joint holes axes

辅耳型接头孔心坐标分别记为 $P_{gw}^{(3)}$ 和 $P_{gw}^{(4)}$ 。利用 $P_{gw}^{(1)} \sim P_{gw}^{(4)}$ 、 $P_{gf}^{(1)} \sim P_{gf}^{(4)}$ 构建机翼-机身接头孔等效轴线 $L_{w1}$ 、 $L_{w2}$ 、 $L_{f1}$ 、 $L_{f2}$ 。

建立 $L_{w1}$ 、 $L_{w2}$ 、 $L_{f1}$ 、 $L_{f2}$ 的表达式:

$$\left. \begin{aligned} L_{w1} &= P_{gw}^{(1)} - P_{gw}^{(3)} \\ L_{w2} &= P_{gw}^{(2)} - P_{gw}^{(4)} \\ L_{f1} &= P_{gf}^{(1)} - P_{gf}^{(3)} \\ L_{f2} &= P_{gf}^{(2)} - P_{gf}^{(4)} \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

将 $P_{gw}^{(1)} \sim P_{gw}^{(4)}$ 四点的形心记为 $P_{gw}^{cen}$ ,将 $P_{gf}^{(1)} \sim P_{gf}^{(4)}$ 四点的形心记为 $P_{gf}^{cen}$ ,则 $P_{gw}^{cen}$ 、 $P_{gf}^{cen}$ 表达式为

$$\left. \begin{aligned} P_{gw}^{cen} &= \frac{1}{4} \sum_{i=1}^4 P_{gw}^{(i)} \\ P_{gf}^{cen} &= \frac{1}{4} \sum_{i=1}^4 P_{gf}^{(i)} \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

考虑到机翼-机身接头孔的制造误差各不相同,构建机翼-机身接头孔初始等效轴线向量权重模型:

$$\left. \begin{aligned} P_w^v &= \omega_{w1} L_{w1} + \omega_{w2} L_{w2} \\ P_f^v &= \omega_{f1} L_{f1} + \omega_{f2} L_{f2} \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

式中: $\omega_{w1}$ 、 $\omega_{w2}$ 、 $\omega_{f1}$ 、 $\omega_{f2}$ 分别为 $L_{w1}$ 、 $L_{w2}$ 、 $L_{f1}$ 和 $L_{f2}$ 的权重; $P_w^v$ 、 $P_f^v$ 分别为机翼和机身接头孔初始等效轴线向量。

### 2.2 等效轴线偏差优化

为得到式(3)中的权重,需根据翼身接头孔等效轴线构建各自的目标函数与约束条件。如图5所示,将机翼耳型接头孔等效轴线向量 $P_w^r$ 定义为过形心 $P_{gw}^{cen}$ 且方向平行于 $P_w^v$ 的向量;将机身叉型接头孔等效轴线向量 $P_f^r$ 定义为过形心 $P_{gf}^{cen}$ 且方向平行于 $P_f^v$ 的向量。

结合耳型接头孔心坐标,可得到耳型接头孔心 $P_{gw}^{(1)} \sim P_{gw}^{(4)}$ 四点到 $P_{gw}^{cen}$ 的向量 $P_w^k = P_{gw}^{(i)} - P_{gw}^{cen}$ , $i = 1, 2, 3, 4$ 。以机翼耳型接头孔心到机翼耳型接头孔等效轴线的距离差值和最小为优化目标,构建机翼等效轴线偏差综合表达式:

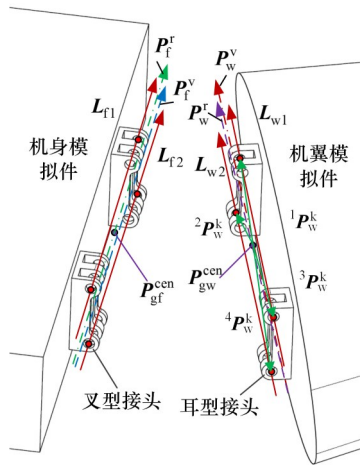


图5 飞机翼身接头孔等效轴线

Fig.5 Wing-fuselage joint holes equivalent axes

$$\min f_{dis1} = \left\{ \begin{aligned} & \left| \frac{\| {}^1 P_w^k \times P_w^r \|_2}{\| P_w^r \|_2} - \frac{\| {}^2 P_w^k \times P_w^r \|_2}{\| P_w^r \|_2} \right| + \\ & \left| \frac{\| {}^3 P_w^k \times P_w^r \|_2}{\| P_w^r \|_2} - \frac{\| {}^4 P_w^k \times P_w^r \|_2}{\| P_w^r \|_2} \right| \end{aligned} \right. \quad (4)$$

$$\text{s.t. } \omega_{w1} + \omega_{w2} = 1$$

$$\left\{ \begin{aligned} & \left| \frac{\| {}^1 P_w^k \times P_w^r \|_2}{\| P_w^r \|_2} - \frac{\| {}^2 P_w^k \times P_w^r \|_2}{\| P_w^r \|_2} \right| \leq \Delta_{max}^{dis1} \\ & \left| \frac{\| {}^3 P_w^k \times P_w^r \|_2}{\| P_w^r \|_2} - \frac{\| {}^4 P_w^k \times P_w^r \|_2}{\| P_w^r \|_2} \right| \leq \Delta_{max}^{dis1} \end{aligned} \right.$$

式中： $\Delta_{max}^{dis1}$ 为耳型接头孔与等效轴线之间允许的最大误差。同理，根据叉型接头孔心坐标，以机身叉型接头孔心到机身叉型接头孔等效轴线的距离差值和最小为优化目标，可构建机身等效轴线偏差综合表达式 $f_{dis2}$ 。

针对目标函数 $f_{dis1}$ ，构建增广目标函数：

$$F_w(\omega_w, \mu) = f_{dis1}(\omega_w) + \left\{ \begin{aligned} & \mu \left[ h_w(\omega_w)^2 + \sum_{\epsilon=1}^2 \max(0, g_{w\epsilon}(\omega_w))^2 \right] \\ & g_{w\epsilon}(\omega_w) = \left| \frac{\| {}^\epsilon P_w^k \times P_w^r \|_2}{\| P_w^r \|_2} - \frac{\| {}^{\epsilon+1} P_w^k \times P_w^r \|_2}{\| P_w^r \|_2} \right| - \Delta_{max}^{dis1} \leq 0 \end{aligned} \right. \quad (5)$$

$$\omega_w = (\omega_{w1}, \omega_{w2})^T \quad h_w(\omega_w) = \omega_{w1} + \omega_{w2} - 1$$

式中： $\mu$ 为惩罚因子。

利用罚函数法和拟牛顿法可求得权重 $\omega_{w1}$ 和 $\omega_{w2}$ 。将权重代入式(3)可到 $P_w^r$ ，同理可得 $P_f^r$ 。

### 2.3 飞机翼身相对姿态偏差解算

利用 $P_w^r$ 和 $P_f^r$ 构建机翼-机身接头孔等效轴线旋转角轴 $u(u_x, u_y, u_z)$ ：

$$u = \frac{P_w^r \times P_f^r}{\| P_w^r \times P_f^r \|_2} \quad (6)$$

将 $P_w^r$ 与 $P_f^r$ 之间的角度差记为

$$\Delta\theta = \arccos\left(\frac{P_w^r \cdot P_f^r}{\| P_w^r \| \| P_f^r \|}\right) \quad (7)$$

对旋转角轴 $u$ 与旋转角度 $\Delta\theta$ 进行李代数参数化，通过指数映射得到翼身相对姿态角轴旋转矩阵 $R_u(\Delta\theta)$ ：

$$R_u(\Delta\theta) = \exp((\Delta\theta u)^\wedge) = I + \sin \Delta\theta u^\wedge + (1 - \cos \Delta\theta)(u^\wedge)^2 \quad (8)$$

式中： $u^\wedge$ 为 $u$ 的反对称阵； $I$ 为单位矩阵。

可得用罗德里格斯公式表示的 $R_u(\Delta\theta)$ ：

$$R_u(\Delta\theta) = \begin{bmatrix} u_x u_x v \Delta\theta + c \Delta\theta & u_x u_y v \Delta\theta - u_z s \Delta\theta & u_x u_z v \Delta\theta + u_y s \Delta\theta \\ u_x u_y v \Delta\theta + u_z s \Delta\theta & u_y u_y v \Delta\theta + c \Delta\theta & u_y u_z v \Delta\theta - u_x s \Delta\theta \\ u_x u_z v \Delta\theta - u_y s \Delta\theta & u_y u_z v \Delta\theta + u_x s \Delta\theta & u_z u_z v \Delta\theta + c \Delta\theta \end{bmatrix} \quad (9)$$

式中： $s \Delta\theta$ 表示 $\sin \Delta\theta$ ， $c \Delta\theta$ 表示 $\cos \Delta\theta$ ， $v \Delta\theta$ 表示 $1 - \cos \Delta\theta$ 。

为计算方便，将式(9)简写为

$$R_u(\Delta\theta) = \begin{bmatrix} r_{11} & r_{12} & r_{13} \\ r_{21} & r_{22} & r_{23} \\ r_{31} & r_{32} & r_{33} \end{bmatrix} \quad (10)$$

将用欧拉角描述的翼身相对姿态旋转矩阵

$R_{ZYX}$ 表示为

$$R_{ZYX} = \begin{bmatrix} c \Delta\alpha c \Delta\beta & c \Delta\alpha s \Delta\beta s \Delta\gamma - s \Delta\alpha c \Delta\gamma & c \Delta\alpha s \Delta\beta c \Delta\gamma + s \Delta\alpha s \Delta\gamma \\ s \Delta\alpha c \Delta\beta & s \Delta\alpha s \Delta\beta s \Delta\gamma + c \Delta\alpha c \Delta\gamma & s \Delta\alpha s \Delta\beta c \Delta\gamma - c \Delta\alpha s \Delta\gamma \\ -s \Delta\beta & c \Delta\beta s \Delta\gamma & c \Delta\beta c \Delta\gamma \end{bmatrix} \quad (11)$$

飞机翼身对接装配工程实践中，机翼相对于机身的初始姿态角往往较小，欧拉角旋转矩阵 $R_{ZYX}$ 等效于角轴旋转矩阵 $R_u(\Delta\theta)$ 。联立式(10)和式(11)，可得翼身欧拉角偏差表达式：

$$\left. \begin{aligned} \Delta\alpha &= \arctan 2(r_{11}, r_{21}) \\ \Delta\beta &= -\arcsin(-r_{31}) \\ \Delta\gamma &= \arctan 2(r_{32}, r_{33}) \end{aligned} \right\} \quad (12)$$

$$\theta < \pi/4$$

式中： $\Delta\alpha$ 、 $\Delta\beta$ 、 $\Delta\gamma$ 为翼身欧拉角偏差。

### 3 叉耳配合间隙建模与优化

叉耳姿态偏差满足翼身对接装配姿态准确度要求后，姿态角偏差为微小角度，故可忽略姿态角偏差对叉耳配合间隙精度的影响。基于此，如图6、图7所示，以翼身接头拟合直线间公垂线距离在OXY平面上的投影长度表示叉耳配合间隙。图7中， $l_f^{(n)}$ 和 $l_w^{(n)}$ 为翼、身接头拟合直线； $J^{(n)}$ 表示公垂线距离在OXY平面上的投影长度。

主导叉耳配合间隙误差由耳片名义中平面到间隙名义中平面的距离 $d_e$ 定义：

$$d_e = \frac{J^{(n)} + J^{(n+1)}}{2} - J^{(n)} \quad (13)$$

$$n = 2e - 1$$

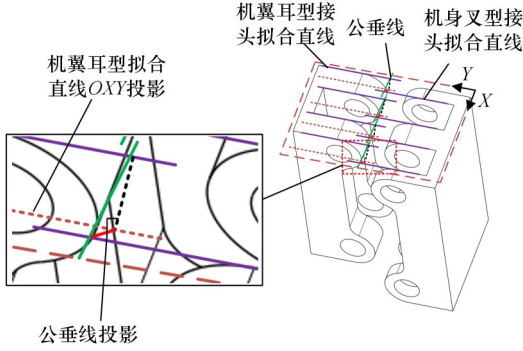


图6 翼身接头拟合直线间公垂线投影间隙  
Fig.6 Wing-fuselage joint fitted lines common perpendicular projected clearance

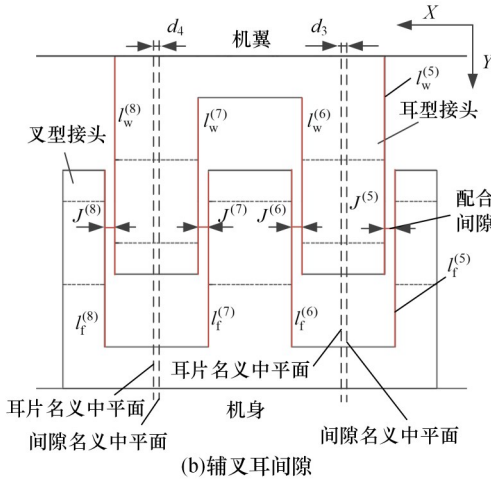
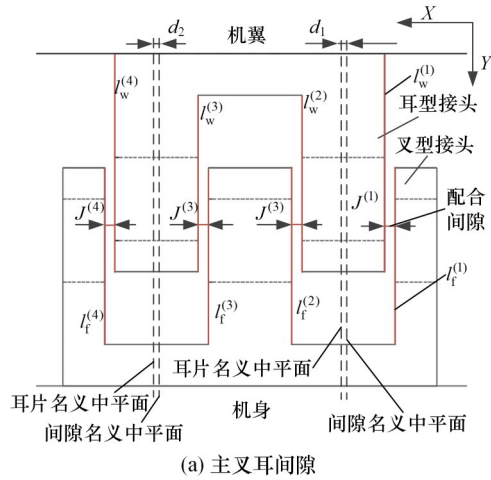


图7 主辅叉耳间隙  
Fig.7 Main-auxiliary fork-ear clearance

式中： $n$ 为配合间隙序号； $e$ 为配合间隙误差序号。

以间隙误差加权最小为优化目标，构建叉耳配合间隙综合表达式：

$$\left. \begin{aligned} \min f_{\text{gap}} &= \sum_{e=1}^2 \omega_m d_e + \sum_{e=3}^4 \omega_a d_e \\ \text{s.t. } \omega_m + \omega_a &= 1 \\ \left| \sum_{e=1}^2 \omega_m d_e - \sum_{e=3}^4 \omega_a d_e \right| &\leq \Delta_{\text{max}}^{\text{gap}} \end{aligned} \right\} \quad (14)$$

式中： $\omega_m$ 、 $\omega_a$ 分别为主、辅叉耳配合间隙偏差权重； $\Delta_{\text{max}}^{\text{gap}}$ 为主辅叉耳允许的最大配合间隙误差差值。

联合罚函数法和拟牛顿法求解式(14)，可得  $\omega_m$ 、 $\omega_a$ 。利用  $\omega_m$ 、 $\omega_a$  量化机翼 X 方向偏差修正量  $\Delta x$ ：

$$\Delta x = \min(\omega_m d_1 + \omega_a d_3, \omega_m d_1 + \omega_a d_4, \omega_m d_2 + \omega_a d_3, \omega_m d_2 + \omega_a d_4) \quad (15)$$

依据偏差修正量  $\Delta x$  驱动定位器，修正配合面间隙偏差，以保证翼身对接装配配合间隙准确度。

#### 4 叉耳孔同轴度建模与优化

如图8所示，将当前机翼接头端面孔心坐标分别记为  $P_{\text{gw}}^{(1)} \sim P_{\text{gw}}^{(4)}$ ； $C^{(1)}$ 为翼身主叉耳前端面上孔心同轴度， $C^{(2)}$ 为翼身主叉耳前端面下孔心同轴度， $C^{(3)}$ 为翼身辅叉耳后端面上孔心同轴度， $C^{(4)}$ 为翼身辅叉耳后端面下孔心同轴度。

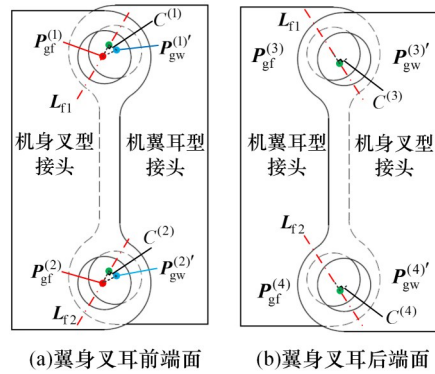


图8 叉耳同轴度

Fig.8 Wing-fuselage fork-ear coaxiality

利用  $P_{\text{gw}}^{(1)} \sim P_{\text{gw}}^{(4)}$  构建向量  ${}^q P_w^f = P_{\text{gw}}^{(q)} - P_{\text{gf}}^{(q)}$ ，其中， $q \in (1, 4)$ ，则叉耳孔同轴度表达式为

$$C^{(q)} = \begin{cases} \sqrt{\frac{\|{}^q P_w^f\|^2 - \left(\frac{{}^q P_w^f \cdot L_{f1}}{|L_{f1}|}\right)^2}{\|{}^q P_w^f\|^2}} & q = 1, 2 \\ \sqrt{\frac{\|{}^q P_w^f\|^2 - \left(\frac{{}^q P_w^f \cdot L_{f2}}{|L_{f2}|}\right)^2}{\|{}^q P_w^f\|^2}} & q = 3, 4 \end{cases} \quad (16)$$

以同轴度加权最小为目标，构建叉耳同轴度综合表达式：

$$\left. \begin{aligned} \min f_{\text{coax}} &= \sum_{q=1}^2 \omega_v C^{(q)} + \sum_{q=3}^4 \omega_b C^{(q)} \\ \text{s.t. } \omega_v + \omega_b &= 1 \\ \left| \sum_{q=1}^2 \omega_v C^{(q)} - \sum_{q=3}^4 \omega_b C^{(q)} \right| &\leq \Delta_{\text{max}}^{\text{coax}} \end{aligned} \right\} \quad (17)$$

式中： $\omega_v$ 为主叉耳同轴度权重； $\omega_b$ 为辅叉耳同轴度权重； $\Delta_{\text{max}}^{\text{coax}}$ 为主辅叉耳允许的最大同轴度差值。

联合罚函数法和拟牛顿法求解式(17)，可得  $\omega_v$  和  $\omega_b$ 。利用  $\omega_v$  与  $\omega_b$  量化机翼同轴度修正量  $C_{\text{cor}}$ ：

$$C_{\text{cor}} = \min(\omega_v C^{(1)} + \omega_b C^{(3)}, \omega_v C^{(1)} + \omega_b C^{(4)}, \omega_v C^{(2)} + \omega_b C^{(3)}, \omega_v C^{(2)} + \omega_b C^{(4)}) \quad (18)$$

利用  $C_{\text{cor}}$  求解机翼 Y、Z 方向修正量  $\Delta y$ 、 $\Delta z$ ：

$$\left. \begin{aligned} \Delta z &= \frac{\sum_{q=1}^4 (P_{gw}^{(q)'}(z) - P_{gf}^{(q)}(z))}{4} \\ \Delta y &= -\sqrt{C_{cor}^2 - \Delta z^2} \end{aligned} \right\} \quad (19)$$

依据  $\Delta y$  和  $\Delta z$  驱动定位器修正翼身对接装配同轴度。

### 5 实验

搭建图9所示的叉耳式飞机翼身对接装配偏差建模与修正实验系统,该实验系统包括 Leica-AT402 型号激光跟踪仪、Baslera2A4508-6gm-PRO工业相机、数控定位器、机身模拟件、机翼模拟件、软件系统。激光跟踪仪标称测距精度为  $\pm(15+6L)\mu\text{m}$ ,  $L$  为测量距离; Baslera2A4508-6gmPRO工业相机像素尺寸为  $3.45\mu\text{m}$ , 经双目相机标定后局部特征测量精度达  $\pm 0.004\text{mm}$ 。如图9和图10所示,翼身模拟件对接部位按照某型飞机翼身对接部位 1:1 设计制造,外形进行了简化设计制造。机翼模拟件尺寸为  $3800\text{mm} \times 1800\text{mm} \times 500\text{mm}$ ; 机身模拟件尺寸为  $1800\text{mm} \times 2100\text{mm} \times 500\text{mm}$ ; 所构建的双目视觉系统测量范围为  $200\text{mm} \times 90\text{mm} \times 70\text{mm}$ ; 实验室温度为恒温  $27\text{ }^\circ\text{C}$ ; 无振动影响。

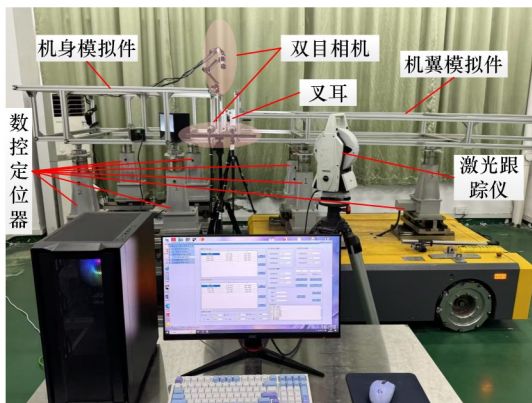


图9 叉耳式飞机翼身对接装配偏差检测与修正系统

Fig.9 Fork-ear aircraftwing-fuselage docking assembly deviation detection & correction platform

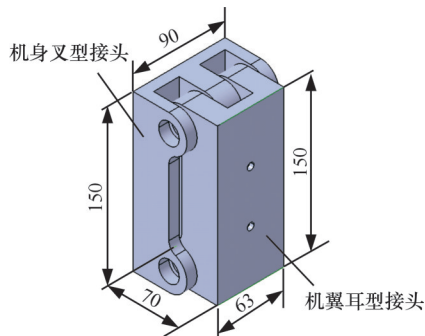


图10 翼身叉耳尺寸

Fig.10 Wing-fuselage fork-ear dimensions

叉耳上方双目相机通过万向节爪盘安装于机身模拟件,叉耳前后端面双目相机固定在双目支架上;前后端面双目相机采集叉耳孔图像,上方双目相机采集叉耳配合间隙图像。对比无约束模型装配方法与传统几何参考多约束模型偏差修正方法,进行30次实验。

#### 5.1 翼身相对姿态偏差修正

前后端面双目相机采集飞机翼身接头图像,得到图11、图12所示的翼身对合前机身主、辅叉型接头孔与机翼主、辅耳型接头孔的孔心坐标,利用式(4)、式(5)和式(12)求解翼身相对姿态偏差。将翼身相对姿态偏差逆解为定位器的驱动量,实现翼身相对姿态偏差修正。

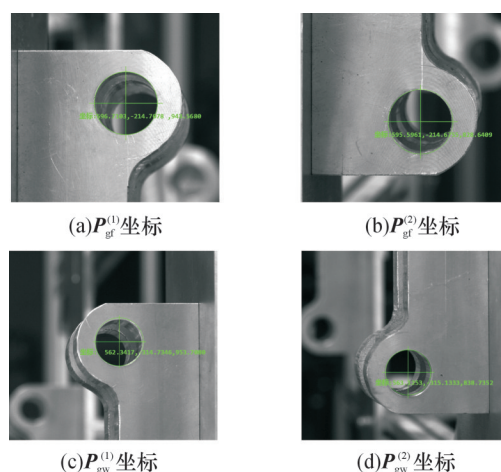


图11 对合前翼身主接头孔心坐标测量值

Fig.11 Wing-fuselage main joint holecenter measured coordinates before docking

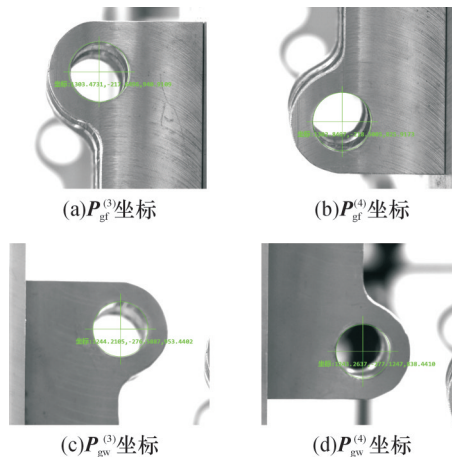


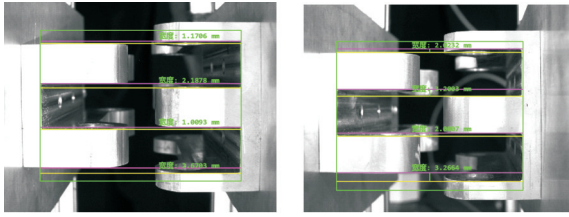
图12 对合前翼身辅接头孔心坐标测量值

Fig.12 Wing-fuselage auxiliary joint holecenter measured coordinates before docking

#### 5.2 叉耳配合间隙测量与修正

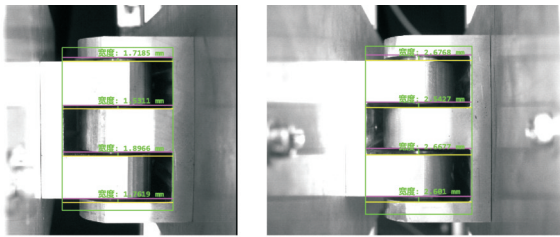
沿翼身对合方向平移机翼至翼身对合保留量  $Y=65\text{mm}$  处,测量主辅叉耳配合间隙(图13)。利用式(13)求解主辅叉耳配合间隙偏差,利用式(14)求解主辅叉耳配合间隙偏差权重,利用式

(15)求解主辅叉耳配合间隙偏差修正量 $\Delta x$ 。依据 $\Delta x$ 驱动定位器,修正配合面间隙偏差。修正后的主、辅叉耳配合间隙如图14所示。



(a)对合前主叉耳配合间隙 (b)对合前辅叉耳配合间隙  
图13 对合前主辅叉耳配合间隙

Fig.13 Main-auxiliary fork-ear fitting clearance before docking

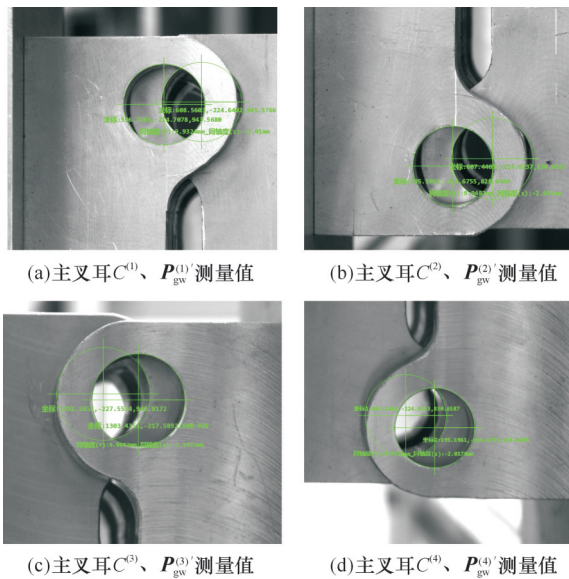


(a)对合后主叉耳配合间隙 (b)对合后辅叉耳配合间隙  
图14 对合后主辅叉耳配合间隙

Fig.14 Main-auxiliary fork-ear fitting clearance after docking

### 5.3 叉耳同轴度测量与修正

利用前后端面双目相机测量主辅叉耳接头孔坐标(图15),利用式(16)求解主辅叉耳孔同轴度,利用式(19)求解叉耳同轴度修正量。依据同轴度修正量驱动定位器,实现翼身接头同轴度修正。



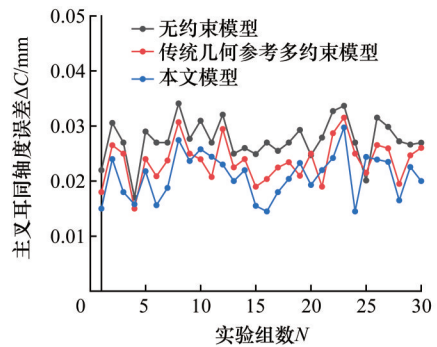
(a)主叉耳 $C^{(1)}$ 、 $P_{gw}^{(1)}$ 测量值 (b)主叉耳 $C^{(2)}$ 、 $P_{gw}^{(2)}$ 测量值  
(c)主叉耳 $C^{(3)}$ 、 $P_{gw}^{(3)}$ 测量值 (d)主叉耳 $C^{(4)}$ 、 $P_{gw}^{(4)}$ 测量值  
图15 对接过程中翼身接头孔心坐标与同轴度测量结果  
Fig.15 Measurement results of wing-fuselage joint hole center coordinates and coaxiality during docking process

利用式(12)、式(15)和式(19)分别求解各次实验的翼身相对姿态偏差、叉耳配合间隙修正量和叉耳同轴度修正量,驱动定位器实现翼身相对姿态偏差修正。图16为对接装配后翼身叉耳对合图。图17~图19所示为各实验结果。

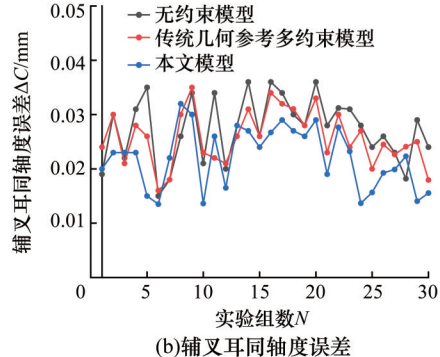


图16 翼身对接成功

Fig.16 Successful wing-fuselage docking result



(a)主叉耳同轴度误差



(b)辅叉耳同轴度误差

图17 主、辅叉耳同轴度测量结果

Fig.17 Measurement results of main-auxiliary fork-ears coaxiality

由图17和图18可看出,本文提出方法与无约束模型装配方法和传统几何参考多约束模型偏差修正方法相比,同轴度下偏差由0.0170 mm降至0.0145 mm;同轴度上偏差由0.0367 mm降至0.0310 mm;配合间隙下偏差由-0.0628 mm降至-0.0368 mm;配合间隙上偏差由0.0585 mm降至0.0389 mm。

由图19可看出,本文提出方法与无约束模型装配方法和传统几何参考多约束模型偏差修正方法相比,俯仰角下偏差由-0.0426°降至-0.0354°;俯仰角上偏差由0.0491°降至0.0342°;偏航角下偏差由-0.0419°降至-0.0289°;偏航角

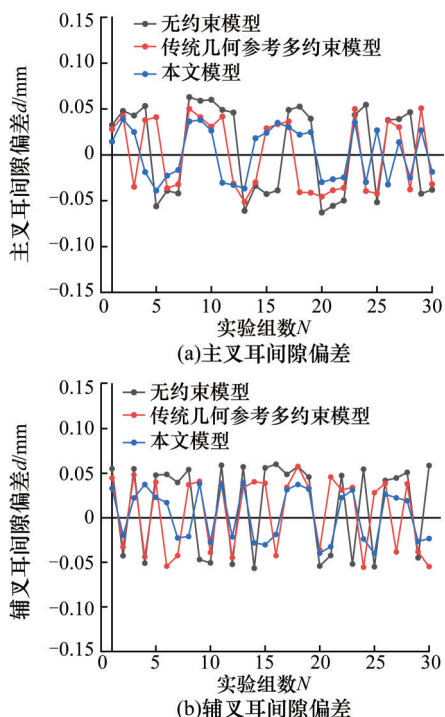


图 18 主、辅叉耳配合间隙偏差测量结果  
Fig.18 Measurement results of main-auxiliary fork-ears average clearance deviation

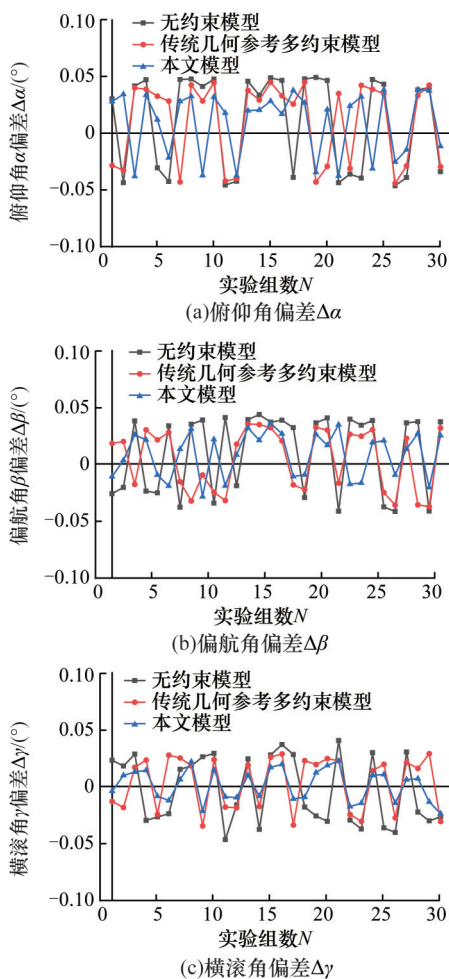


图 19 对合后翼身相对姿态偏差  
Fig.19 Relative attitude deviation of wing-fuselage after docking

上偏差由  $0.0434^\circ$  降至  $0.0345^\circ$ ; 横滚角下偏差由  $-0.0407^\circ$  降至  $-0.0234^\circ$ ; 横滚角上偏差  $0.0367^\circ$  降至  $0.0225^\circ$ 。

综上, 本文提出的方法与无约束模型装配方法和传统几何参考多约束模型偏差修正方法相比, 翼身对接装配精度得到了有效改善。

## 6 结论

1) 依据翼身对接装配准确度的重要程度和工艺特点, 建立叉耳式翼身对接装配偏差综合表达式, 提出基于装配准确度优先级约束的飞机翼身对接装配偏差修正方法, 该方法实现了对接装配准确度之间耦合关系的解耦与飞机翼身对接装配偏差的逐级修正。

2) 以叉耳式飞机翼身对接装配为研究对象, 通过对比无约束模型装配方法与传统几何参考多约束模型偏差修正方法得到的测量结果, 证明了基于分布式双目相机和装配准确度优先级约束的叉耳式飞机翼身对接装配偏差建模与修正方法能够更好地减小装配误差。

3) 本文研究内容聚焦于叉耳式飞机翼身对接装配, 针对叉耳式飞机翼身对接部位提出以上方法, 运用该方法时, 对接装配精度不会随着翼身外形尺寸产生明显差异。

4) 得益于分布式双目相机系统具有非接触性、高可靠性、高抗干扰性和广阔的空间覆盖面积等特点, 本文提出的基于分布式双目相机和装配准确度优先级约束的叉耳式飞机翼身对接装配偏差建模与修正方法具有很好的通用性, 可适用于航空航天等各类小批量复杂结构产品的对接装配控制。

## 参考文献:

- [1] CHU Wenmin, HUANG Xiang. Self-calibration Method of NC Positioner for Posture Adjustment[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2022, 119(11): 7669-7683.
- [2] WANG Ling, MURALIKRISHNAN B, ICASIO HERNANDEZ O, et al. Performance Evaluation of Laser Trackers Using the Network Method[J]. Measurement, 2020, 165: 108165.
- [3] TALBOT J, WANG Qing, BRADY N, et al. Offshore Wind Turbine Blades Measurement Using Coherent Laser Radar[J]. Measurement, 2016, 79: 53-65.
- [4] MOSQUEIRA G, APETZ J, SANTOS K M, et al. Analysis of the Indoor GPS System as Feedback for the Robotic Alignment of Fuselages Using Laser Radar Measurements as Comparison [J]. Robotics and Computer-Integrated Manufacturing, 2012, 28(6): 700-709.
- [5] MURALIKRISHNAN B, PHILLIPS S, SAWYER D.

- Laser Trackers for Large-scale Dimensional Metrology: a Review[J]. Precision Engineering, 2016, 44: 13-28.
- [6] CHEN Zhehan, DU Fuzhou, TANG Xiaoqing. Research on Uncertainty in Measurement Assisted Alignment in Aircraft Assembly[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2013, 26(6): 1568-1576.
- [7] JAYAWEERA N, WEBB P, JOHNSON C. Measurement Assisted Robotic Assembly of Fabricated Aero-engine Components[J]. Assembly Automation, 2010, 30(1): 56-65.
- [8] MAROPOULOS P G, MUELANER J E, SUMMERS M D, et al. A New Paradigm in Large-scale Assembly—Research Priorities in Measurement Assisted Assembly[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2014, 70(1): 621-633.
- [9] MBAREK T, MEISSNER A, BIYIKLIOGLU N. Positioning System for the Aircraft Structural Assembly [J]. SAE International Journal of Aerospace, 2011, 4 (2) : 1038-1047.
- [10] ZHANG Hongshuang. Posture Alignment and Finishing System for Aircraft Wing[J]. Applied Mechanics and Materials, 2014, 644/645/646/647/648/649/650: 4956-4959.
- [11] DENG Zhengping, HUANG Xiang, LI Shuanggao, et al. On-line Calibration and Uncertainties Evaluation of Spherical Joint Positions on Large Aircraft Component for Zero-clearance Posture Alignment[J]. Robotics and Computer-Integrated Manufacturing, 2019, 56: 38-54.
- [12] MEI Biao, YANG Yongtai, ZHU Weidong. Enhanced Pose Adjustment System for Wing-box Assembly in Large Aircraft Manufacturing[J]. Journal of Computing and Information Science in Engineering, 2022, 22(2): 021011.
- [13] 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 Zhibin, 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.
- [14] LI Yuan, ZHANG Li, WANG Yanzhong. An Optimal Method of Posture Adjustment in Aircraft Fuselage Joining Assembly with Engineering Constraints[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2017, 30(6): 2016-2023.
- [15] WU Dian, DU Fuzhou. A Multi-constraints Based Pose Coordination Model for Large Volume Components Assembly [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2020, 33 (4) : 1329-1337.
- [16] LI Shuanggao, CHU Wenmin, HUANG Xiang, et al. Trajectory Planning Method for Docking of Large Aircraft Components [J]. Robotic Intelligence and Automation, 2023, 43(3): 235-253.
- [17] 张辉, 李泷泉, 徐岩, 等. 一种面向叉耳式翼身对接的视觉测量方法[J]. 航空制造技术, 2017, 60(21): 56-61.
- ZHANG Hui, LI Shuanggao, XU Yan, et al. A Vision Measuring Method for Fork Type Wing-fuselage Docking [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2017, 60 (21): 56-61.
- [18] LIU Hua, ZHU Weidong, KE Yinglin. Pose Alignment of Aircraft Structures with Distance Sensors and CCD Cameras [J]. Robotics and Computer-Integrated Manufacturing, 2017, 48: 30-38.
- [19] 朱永国, 张文博, 邓正平, 等. 基于激光跟踪仪和机器视觉的飞机翼身对接装配偏差动态综合修正[J]. 机械工程学报, 2019, 55(24): 187-196.
- ZHU Yongguo, ZHANG Wenbo, DENG Zhengping, et al. Dynamic Synthesis Correction of Deviation for Aircraft Wing-fuselage Docking Assembly Based on Laser Tracker and Machine Vision[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2019, 55(24): 187-196.
- [20] 黄小童, 李丽娟, 林雪竹, 等. 叉耳式大部件对接的高精度测量与路径规划 [J]. 中国激光, 2020, 47 (12) : 1204008.
- HUANG Xiaotong, LI Lijuan, LIN Xuezhu, et al. High-precision Measurement and Path Planning for Butt Joint of Large Parts[J]. Chinese Journal of Lasers, 2020, 47(12): 1204008.
- [21] LI Shuanggao, DENG Zhengping, ZENG Qi, et al. A Coaxial Alignment Method for Large Aircraft Component Assembly Using Distributed Monocular Vision[J]. Assembly Automation, 2018, 38(4): 437-449.
- [22] ZHANG Zimiao, XU Kai, WU Yanan, et al. A Simple and Precise Calibration Method for Binocular Vision[J]. Measurement Science and Technology, 2022, 33 (6) : 065016.
- [23] ZHOU Yaqin, LI Qingwu, CHU Lulu, et al. A Measurement System Based on Internal Cooperation of Cameras in Binocular Vision[J]. Measurement Science and Technology, 2020, 31(6): 065002.
- [24] ZHU Y G, LI D, WAN Y, et al. Quality Inspection and Error Correction of Fork-ear Type Wing-fuselage Docking Assembly Based on Multi-camera Stereo Vision[J]. The Aeronautical Journal, 2025, 129(1334): 1054-1076.

(编辑 王旻玥)

**作者简介:**田兴源,男,2001年生,硕士研究生。研究方向为飞机数字化装配。E-mail:1982769846@qq.com。朱永国<sup>\*</sup>(通信作者),男,1978年生,教授。研究方向为飞机数字化装配。E-mail:zhuyongguo\_2003@163.com。

**本文引用格式:**

田兴源,朱永国,崔伟,等. 基于分布式双目视觉与优先级约束的叉耳式飞机翼身对接装配偏差解耦建模与修正[J]. 中国机械工程, 2026, 37(3): 528-537.

TIAN Xingyuan, ZHU Yongguo, CUI Wei, et al. Decoupled Modeling and Correction for Fork-Ear Type Aircraft Wing-Fuselage Docking Assembly Deviations Based on Distributed Binocular Vision and Priority Constraint[J]. China Mechanical Engineering, 2026, 37(3): 528-537.