

引文格式: 陆晶佳, 邵剑锋, 李泂杲, 等. 航空过盈孔轴零件装配接触力精确感知方法[J]. 航空制造技术, 2025, 68(22): 129–139.

LU Jingjia, SHAO Jianfeng, LI Shuanggao, et al. Accurate contact force perception method for assembly of aviation interference fit shaft-hole components[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2025, 68(22): 129–139.

航空过盈孔轴零件装配接触力精确感知方法

陆晶佳¹, 邵剑锋^{1,2}, 李泂杲¹, 黄翔¹, 李根¹, 侯国义¹

(1. 南京航空航天大学, 南京 210016;

2. 航空工业昌河飞机工业(集团)有限责任公司, 景德镇 333001)

[摘要] 精确接触力感知是实现航空过盈孔轴零件温差法主动柔顺装配的关键, 而由负载引起的非接触力(重力和惯性力)会对受力感知产生干扰, 影响装配过程的精度与稳定性。针对此问题, 提出了一种基于并联调姿机构关节力传感器的接触力感知方法。首先, 针对调姿机构基座安装倾角, 介绍了一种自标定策略。然后, 阐述了主动柔顺装配过程中零件之间的接触力解算方法, 并根据力的平移定理和刚体转动原理, 建立负载动力学参数辨识模型。接着, 通过 Adams 和 Simulink 联合仿真验证了参数辨识与接触力感知算法的可靠性。最后, 在搭建的主动柔顺装配平台上进行了接触力感知精度验证试验。结果表明, 所提方法能够实现负载动力学参数的辨识, 精确地进行非接触力补偿, 大幅减小了受力感知误差。

关键词: 航空过盈孔轴零件; 主动柔顺; 倾角标定; 参数辨识; 接触力感知

中图分类号: V262

文献标志码: A

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2025.22.129

Accurate Contact Force Perception Method for Assembly of Aviation Interference Fit Shaft-Hole Components

LU Jingjia¹, SHAO Jianfeng^{1,2}, LI Shuanggao¹, HUANG Xiang¹, LI Gen¹, HOU Guoyi¹

(1. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. AVIC Changhe Aircraft Industries (Group) Co., Ltd., Jingdezhen 333001, China)

[ABSTRACT] Accurate contact force perception is key to achieving active compliance assembly of aviation interference fit shaft-hole components using the temperature difference method. However, non-contact forces (e.g., gravity and inertial forces) induced by the load can interfere with force perception, thereby affecting the accuracy and stability of the assembly process. To address this issue, a contact force perception method based on the joint force sensors of a parallel posture adjustment mechanism is proposed. First, a self-calibration strategy is introduced to calibrate the mounting tilt angle of the posture adjustment mechanism base. Then, the method for calculating the contact force between components during active compliance assembly is described, and a load dynamics parameter identification model is established based on the principle of force translation and rigid body rotation. Next, the reliability of the parameter identification and contact force perception algorithms is verified through cosimulations using Adams and Simulink. Finally, experiments to verify the contact force perception accuracy are conducted on an active compliance assembly platform built in the laboratory. The results show that the proposed method can accurately identify the load dynamics parameters, achieve precise non-contact force compensation, and significantly reduce force perception errors.

Keywords: Aviation interference fit shaft-hole components; Active compliance; Tilt angle calibration; Parameter identification; Contact force perception

发动机转子、直升机旋翼系统和大型天线座等关键孔轴结构通常采用过盈配合。装配质量直接决定了设备的稳定性和使用寿命^[1-2]。温差法是实现过盈配合的主要方法之一,通过工件整体升降温工艺将过盈配合零件转化为间隙配合^[3]。在装配过程中,随着温差的减小,零件之间的配合间隙迅速变小,导致允许装配时间较短。

随着机器人技术、自动化技术和传感器技术的进步,自动化装配逐渐成为主流。然而,传统的“数字化测量+刚性定位”方法难以满足高精度装配需求^[4],特别是在航空领域,过盈孔轴结构的温差法自动化装配需求尤为突出。为此,主动柔顺装配受到了广泛关注。主动柔顺装配指机器人在位置控制的基础上,使用力传感器感知待装配零件之间的接触力,并通过控制算法动态修正位置,从而完成装配^[5-6]。因此,精确感知零件之间的接触力对实现主动柔顺装配至关重要^[7]。

在零件装配过程中,力传感器的测量数据包括3部分:零件之间的接触力,末端与零件的负载重力,以及由运动产生的惯性力^[8]。为实现装配接触力感知,必须对其他非接触力进行补偿。目前,通过非接触力补偿实现受力感知方法主要有以下两种。

(1)基于机器学习的方法。随着计算机性能的提升,人工智能技术得到了迅速发展。Su等^[9]通过建立人工神经网络(Artificial neural network, ANN)拟合机器人当前欧拉角姿态与末端工具重力在力传感器中的分量之间的映射关系,补偿了重力的影响。El Dine等^[10]提出了一种基于循环神经网络(Recurrent neural network, RNN)的观测器,利用机器人关节编码器和惯性测量单元(Inertial measurement unit, IMU)获取外部负载的位姿、速度和加速度信息,以实现非接触力的估计。胡瑞钦等^[11]建立了基于反向传播神经网络(Backpropagation neural network, BPNN)的受力预测模型,以机器人末端的运动状态为输入,预测六维力传感器在无外力作用下的输出值,通过力传感器的实际测量值与预测值的差值,实现机器人末端负载的受力感知。尽管使用神经网络可以实现负载受力感知,但其泛化能力依赖于大量的训练数据。此外,网络的训练需要消耗大量的计算资源和时间,且难以提供严格的稳定性证明,这可能引发严重的安全问题。

(2)基于解析模型的方法。Kim等^[12]利用已知的末端负载质量和质心位置,结合机器人实时姿态,构建了一种重力解算模型,计算并消除了重力对六维力传感器测量值的影响。实际上,负载质量和质心位置并非已知。张立建等^[13]设计了一种标定与计算方法,通过收集至少3种不同姿态下的传感器数据,确定传感器零点、基座安装角度、负载重力及重心位置,从而消除这些

因素对外部力和力矩感知的影响。然而,这些方法均未讨论由负载运动产生的惯性力。由于航空孔轴零件质量大且系统响应快,在温差法主动柔顺装配过程中,需要考虑惯性力带来的影响。Kroger等^[14]将附加在机器人末端的六维力传感器和加速度传感器相结合,并利用已知负载的惯性张量矩阵,实现了对惯性作用所产生的非接触力的估计。Kubus等^[15]首先对附加载荷的惯性参数进行在线估计,然后使用牛顿-欧拉方程计算其产生的非接触力,通过从力传感器的测量值中减去这部分非接触力,从而实现受力感知。

以上研究均基于串联机器人,其承载能力有限,无法适用于大型航空孔轴零件的装配。并联调姿机构因其定位精度高、动态响应快的优势,被广泛应用于航空装配领域^[16-17]。常见的并联调姿机构由多个三坐标数控定位器组成^[18]。此外,前文所述的受力感知方法均需要在末端与零件之间安装额外的六维力传感器。为此,Wen等^[19]基于螺旋理论,通过在Stewart机构的6个连杆上安装力传感器测量驱动力,构建了动态重力补偿模型。Chu等^[20]提出了一种基于分布式力传感器的主动柔顺对接方法,利用多个三维力传感器作为测力元件,通过动力学模型计算接触力,但该研究未进行动力学参数辨识。

为了实现航空过盈孔轴零件温差法主动柔顺装配接触力精确感知,需要建立末端负载的精确动力学模型。为此,本文提出了一种基于并联调姿机构关节力传感器的接触力感知方法。首先对力传感器与调姿机构基座安装倾角进行标定,然后对负载动力学参数进行在线辨识以提高受力感知精度,最后基于动力学模型补偿非接触力。为验证辨识和补偿算法的可靠性,使用Adams和Simulink进行了联合仿真。最后,在实验室搭建模拟装配平台,进行负载受力感知试验。

1 航空过盈孔轴零件温差法主动柔顺装配系统

1.1 系统介绍

以直升机旋翼系统中的自动倾斜器为例,该装置用于调节旋翼叶片的迎角,从而实现了对飞行姿态和方向的精确控制。如图1所示,自动倾斜器主要由动环、轴承和不动环组成。在动环与轴承装配过程中,动环作为外环,轴承外圈作为内环;在不动环与轴承装配过程中,不动环作为内环,轴承内圈作为外环。采用温差法实现装配,对装配质量要求极高。

图2为直升机自动倾斜器温差法主动柔顺装配模拟平台。3台数控定位器通过球铰与末端相连构成冗余闭环调姿机构。在球铰关节处安装了三维力传感器,用于测量关节受力。内环模拟件与调姿机构末端相连,本文统称其为负载,外环模拟件则固定在基座上。

直升机自动倾斜器温差法主动柔顺装配的技术流程如下:

- (1) 零件在完成升降温后重新装夹;
- (2) 在线辨识负载的动力学参数;
- (3) 基于测量辅助实现零件的粗对准;
- (4) 根据动力学模型进行受力感知,使用主动柔顺完成装配。

1.2 运动学模型

图3为并联调姿机构的运动学模型,工具坐标系 $O_t-X_tY_tZ_t$ 与末端相固连,随着末端一起运动;基坐标系 $O_b-X_bY_bZ_b$ 与基座相固连; ${}^b p_i = [x_p \ y_p \ z_p]^T \ (i=1,2,3)$ 表示基座坐标系下球头的球心坐标; ${}^t r_i = [x_r \ y_r \ z_r]^T \ (i=1,2,3)$ 表示球头在工具坐标系下的球心坐标。

在基座坐标系下,根据刚体转换原理,有

$${}^b p_i = {}^b R {}^t r_i + {}^b T \quad (1)$$

式中, ${}^b T = [x_t \ y_t \ z_t]^T$ 表示工具坐标系原点在基座坐标系下的三维坐标; ${}^b R$ 表示工具坐标系在基座坐标系下的姿态矩阵,使用欧拉角 $Z-Y-X$ 的旋转顺序进行描述,即

$${}^b R = R_z(\alpha)R_y(\beta)R_x(\gamma) = \begin{bmatrix} \cos\alpha & -\sin\alpha & 0 \\ \sin\alpha & \cos\alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\beta & 0 & \sin\beta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\beta & 0 & \cos\beta \end{bmatrix}$$

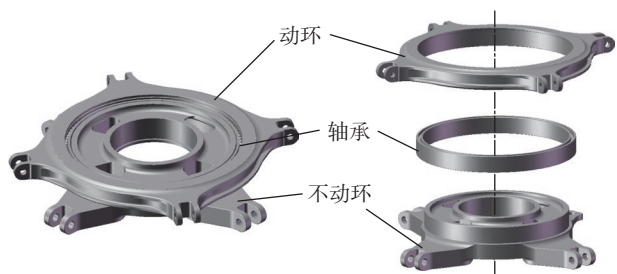


图1 直升机自动倾斜器结构

Fig.1 Schematic diagram of helicopter swashplate structure

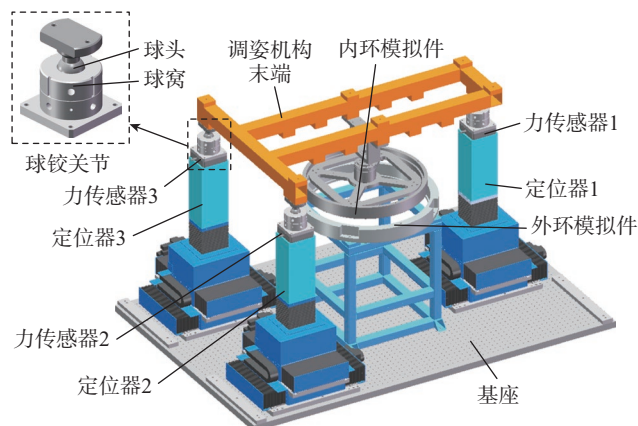


图2 航空孔轴结构主动柔顺装配模拟平台

Fig.2 Simulation platform for active compliant assembly of aviation shaft-hole structure

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\gamma & -\sin\gamma \\ 0 & \sin\gamma & \cos\gamma \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\alpha \cos\beta & \sin\gamma \sin\beta \cos\alpha - \cos\gamma \sin\alpha & \cos\gamma \sin\beta \cos\alpha + \sin\gamma \sin\alpha \\ \sin\alpha \cos\beta & \sin\gamma \sin\beta \sin\alpha + \cos\gamma \cos\alpha & \cos\gamma \sin\beta \sin\alpha - \sin\gamma \cos\alpha \\ -\sin\beta & \sin\gamma \cos\beta & \cos\gamma \cos\beta \end{bmatrix} \quad (2)$$

根据计算的球头坐标控制3个定位器协同运动,实现末端位姿的调整。

1.3 力传感器与基座安装倾角标定

安装倾角的标定本质上是计算坐标系之间的姿态转换矩阵,从而将测量坐标系中的数值映射回参考坐标系。如图4所示,定义世界坐标系 $O_w-X_wY_wZ_w$ 的 Z 轴方向与重力方向平行且相反。力传感器安装于三坐标定位器的末端,由于三坐标定位器存在制造和装配误差,力传感器的测量坐标系 $O_{s_i}-X_{s_i}Y_{s_i}Z_{s_i} \ (i=1,2,3)$ 与调姿机构基座坐标系 $O_b-X_bY_bZ_b$ 之间不平行。此外,在调姿机构基座安装过程中,不会专门针对重力方向进行设置,基坐标系与世界坐标系之间存在安装倾角。这些因素都会对负载的受力感知产生影响,因此需要对力传感器和基座安装倾角进行标定。

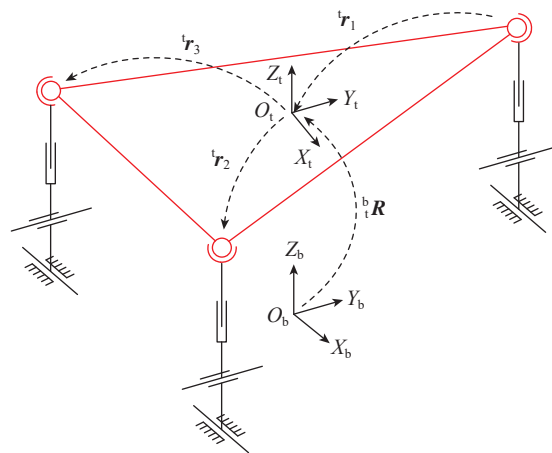


图3 并联调姿机构运动学模型

Fig.3 Kinematics model of parallel pose adjustment mechanism

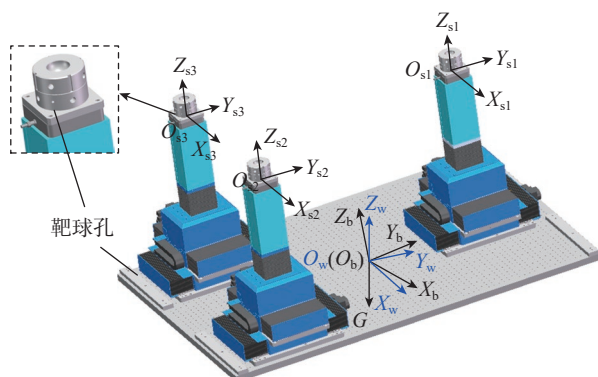


图4 力传感器与基座安装倾角坐标关系

Fig.4 Coordinate relationship between force sensor and base installation angle

对于力传感器的安装倾角,由于球窝与力传感器之间通过定位销配合装配,可以认为球窝的姿态与力传感器一致。通过使用激光跟踪仪测量布置在球窝与基座靶球孔上的激光靶球,可计算获得力传感器测量坐标系相对于基坐标系的姿态矩阵 ${}^b\mathbf{R}$ ($i=1,2,3$),实现力传感器安装倾角标定^[21]。

根据标定参数,将力传感器原始测量数据映射至基座坐标系,即

$${}^b\mathbf{F}_i = {}^b\mathbf{R}^s \mathbf{F}_i \quad (3)$$

式中, ${}^s\mathbf{F}_i = [{}^sF_x \ {}^sF_y \ {}^sF_z]^T$ 表示三维力传感器原始测量数据; ${}^b\mathbf{F}_i$ 表示基座坐标系下力传感器的测量值。

对于基座的安装倾角,由于基座绕世界坐标系Z轴的旋转对力的测量不会产生影响,因此只讨论其绕X轴和Y轴的偏角。定义基座先绕世界坐标系的Y轴旋转角度 θ ,再绕X轴旋转角度 φ ,则基座倾角的姿态矩阵可表示为

$${}^w\mathbf{R} = \mathbf{R}_y(\theta)\mathbf{R}_x(\varphi) = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & \sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\varphi & -\sin\varphi \\ 0 & \sin\varphi & \cos\varphi \end{bmatrix} \quad (4)$$

根据基座倾角姿态矩阵,可将世界坐标系下的重力映射至基座坐标系。在调姿机构静止时,基座坐标系下力传感器测量值的矢量和等于重力,即

$${}^b\mathbf{F} = {}^b\mathbf{G} = {}^w\mathbf{R}^{-1} {}^w\mathbf{G} \quad (5)$$

式中, ${}^b\mathbf{F} = \sum_{i=1}^3 {}^b\mathbf{F}_i$ 表示基座坐标系下力传感器测量数据的矢量和; ${}^w\mathbf{G} = [0 \ 0 \ -mg]^T$ 和 ${}^b\mathbf{G}$ 分别表示世界坐标系和基座坐标系下的负载重力; m 表示物体质量; g 表示重力加速度。

将式(4)代入式(5)中,展开可得

$$\begin{bmatrix} {}^bF_x \\ {}^bF_y \\ {}^bF_z \end{bmatrix} = mg \begin{bmatrix} \sin\theta \\ -\cos\theta \sin\varphi \\ -\cos\theta \cos\varphi \end{bmatrix} \quad (6)$$

式中, $mg = \sqrt{{}^bF_x^2 + {}^bF_y^2 + {}^bF_z^2}$,基座安装倾角可由式(7)计算。

$$\begin{cases} \theta = \arcsin\left(\frac{{}^bF_x}{mg}\right) \\ \varphi = \arctan\left(\frac{{}^bF_y}{{}^bF_z}\right) \end{cases} \quad (7)$$

2 接触力感知方法

2.1 非接触力补偿模型建立

如图5所示,在装配作业过程中,力传感器的测量数据可以表示为

$$\mathbf{F}_s = \mathbf{F}_G + \mathbf{F}_v + \mathbf{F}_e \quad (8)$$

式中, \mathbf{F}_s 表示力传感器原始测量数据的矢量和; \mathbf{F}_G 表示负载重力和由重力引起的力矩; \mathbf{F}_v 表示由负载运动产生的惯性力/力矩; \mathbf{F}_e 表示零件所受到的外部接触力/力矩。为了精确感知柔顺装配过程中的接触力,必须对重力和惯性力进行补偿。

通过动力学建模,可以实现对重力和惯性力的准确估计。典型的动力学建模方法有牛顿-欧拉法、拉格朗日法和凯恩法。对于该并联调姿机构,由于末端连同负载的质量较大,而球窝的质量相对较小,可以忽略不计,将其视为单刚体系统。对于单刚体系统,牛顿-欧拉法直观易懂,计算效率高,且适合实时运算。因此,基于力的平移定理和刚体变换原理,使用牛顿-欧拉法在工具坐标系下对负载进行动力学建模,

$${}^t\mathbf{R}^{-1} {}^b\mathbf{F} + {}^t\mathbf{R}^{-1} {}^b\mathbf{G} + {}^t\mathbf{f}_e = m[{}^t\mathbf{R}^{-1} {}^b\ddot{\mathbf{x}} + {}^t\dot{\boldsymbol{\omega}} \times {}^t\mathbf{r}_m + {}^t\boldsymbol{\omega} \times ({}^t\boldsymbol{\omega} \times {}^t\mathbf{r}_m)] \quad (9)$$

$$\sum_{i=1}^3 ({}^t\mathbf{r}_i \times {}^t\mathbf{R}^{-1} {}^b\mathbf{F}_i) + {}^t\mathbf{r}_m \times {}^t\mathbf{R}^{-1} {}^b\mathbf{G} + {}^t\boldsymbol{\tau}_e = {}^t\mathbf{I}\dot{\boldsymbol{\omega}} + {}^t\boldsymbol{\omega} \times ({}^t\mathbf{I}\boldsymbol{\omega}) + {}^t\mathbf{r}_m \times (m {}^t\mathbf{R}^{-1} {}^b\ddot{\mathbf{x}}) \quad (10)$$

式中, ${}^t\mathbf{r}_m = [x_m \ y_m \ z_m]^T$ 表示工具坐标系下负载的质心坐标; ${}^b\ddot{\mathbf{x}}$ 表示基座坐标系下负载的线加速度; ${}^t\mathbf{f}_e$ 和 ${}^t\boldsymbol{\tau}_e$ 分别表示工具坐标系下零件所受外力和外力矩; ${}^t\mathbf{I}$ 表示负载在工具坐标系下的惯性张量矩阵,由3个惯性矩和3个惯性积参数构成,即

$${}^t\mathbf{I} = \begin{bmatrix} I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{xy} & I_{yy} & I_{yz} \\ I_{xz} & I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (11)$$

式中, ${}^t\boldsymbol{\omega}$ 、 ${}^t\dot{\boldsymbol{\omega}}$ 表示工具坐标系下,末端的角速度和角加速度。由于末端姿态使用欧拉角描述,需要通过计算转换到角速度。

$${}^t\boldsymbol{\omega} = \mathbf{T} \begin{bmatrix} \dot{\gamma} \\ \dot{\beta} \\ \dot{\alpha} \end{bmatrix} \quad (12)$$

式中, \mathbf{T} 为工具坐标系下的欧拉角到轴角的转换矩阵。

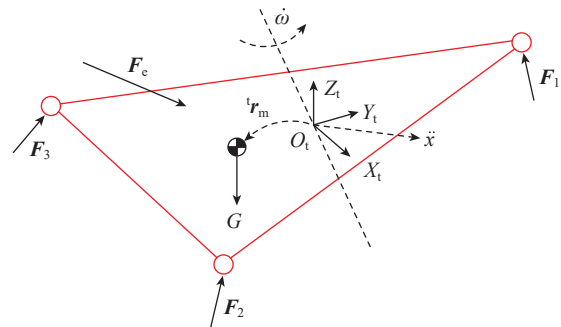


图5 负载受力分析

Fig.5 Load force analysis

$$T = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \beta \\ 0 & \cos \gamma & \cos \beta \sin \gamma \\ 0 & -\sin \gamma & \cos \beta \cos \gamma \end{bmatrix} \quad (13)$$

对式(12)求时间的导数,可得到角加速度。

$${}^t\dot{\omega} = \dot{T} \begin{bmatrix} \dot{\gamma} \\ \dot{\beta} \\ \dot{\alpha} \end{bmatrix} + T \begin{bmatrix} \ddot{\gamma} \\ \ddot{\beta} \\ \ddot{\alpha} \end{bmatrix} \quad (14)$$

其中,

$$\dot{T} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -\dot{\beta} \cos \beta \\ 0 & -\dot{\gamma} \sin \gamma & -\dot{\beta} \sin \beta \sin \gamma + \dot{\gamma} \cos \beta \cos \gamma \\ 0 & -\dot{\gamma} \cos \gamma & -\dot{\beta} \sin \beta \cos \gamma - \dot{\gamma} \cos \beta \sin \gamma \end{bmatrix} \quad (15)$$

通过融合三维力传感器数据求解得到的六维力值,减去基于动力学模型预测的重力和惯性力,从而得到零件所受的外部接触力。合并式(9)和(10)并重新整理可得

$${}^tF_c = J - \sum_{i=1}^3 K_i {}^bF_i - L {}^bG \quad (16)$$

式中, tF_c 表示工具坐标系下零件所受六维力; J 为惯性力矩阵; K_i ($i=1,2,3$) 和 L 分别为用于将球铰关节受力和重力转换至工具坐标系下力和力矩的矩阵。

$${}^tF_c = [{}^tF_c^T \quad {}^t\tau_c^T]^T \quad (17)$$

$$J = \begin{bmatrix} m[{}^tR^{-1} {}^b\ddot{x} + {}^t\dot{\omega} \times {}^t r_m + {}^t\omega \times ({}^t\omega \times {}^t r_m)] \\ {}^tI {}^t\dot{\omega} + {}^t\omega \times ({}^tI {}^t\omega) + {}^t r_m \times (m {}^tR^{-1} {}^b\ddot{x}) \end{bmatrix} \quad (18)$$

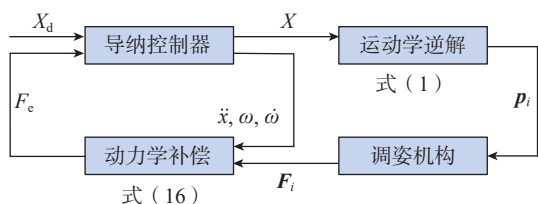
$$K_i = \begin{bmatrix} {}^bR^{-1} \\ {}^t r_i \times {}^tR^{-1} \end{bmatrix} \quad (19)$$

$$L = \begin{bmatrix} {}^bR^{-1} \\ {}^t r_m \times {}^tR^{-1} \end{bmatrix} \quad (20)$$

如图6所示,在零件的装配过程中,通过导纳控制实现主动柔顺。末端的运动状态可以从控制器中获取,若负载的质量、质心位置、惯性积和惯性矩等动力学参数已知,则可根据式(16)实时计算出负载的六维受力 tF_c 。

2.2 动力学参数辨识

由于调姿机构末端存在制造和装配误差,且零件每次装夹的位姿无法保持一致,通过 CAD 模型获取的负



注: X 和 X_d 分别表示实际与规划的末端位置; p_i 表示姿态机构在关节空间的运动轨迹。

图6 系统控制流程图

Fig.6 System control flow chart

载动力学参数并不准确。若使用 CAD 参数进行补偿,会导致受力感知产生偏差。因此,需要对动力学参数进行在线辨识。

调姿机构处于静止状态时,零件所受外力与惯性力均为0,在力传感器安装倾角补偿后,其测量值矢量和的大小即为重力大小,由此可得负载质量为

$$m = \frac{\left\| \sum_{i=1}^3 {}^bF_i \right\|}{g} \quad (21)$$

接着,令末端在自由空间运动,此时零件所受外力矩为0,式(10)可改写为

$${}^t\tau = m({}^t\tilde{g} - {}^t\tilde{\ddot{x}}) {}^t r_m + {}^tI {}^t\dot{\omega} + {}^t\tilde{\omega} {}^tI {}^t\omega \quad (22)$$

式中, ${}^t\tau = \sum_{i=1}^3 ({}^t\tilde{r}_i {}^bR^{-1} {}^bF_i) = [\tau_x \quad \tau_y \quad \tau_z]^T$ 表示工具坐标系下的测得的力矩; ${}^t\tilde{r}_i$ 表示 ${}^t r_i$ 的反对称矩阵, ${}^t\tilde{g}$ 、 ${}^t\tilde{\ddot{x}}$ 与 ${}^t\tilde{\omega}$ 同理。

$${}^t\tilde{r}_i = \begin{bmatrix} 0 & -r_z & r_y \\ r_z & 0 & -r_x \\ -r_y & r_x & 0 \end{bmatrix} \quad (23)$$

根据式(23)将式(22)展开可得

$$\begin{bmatrix} \tau_x \\ \tau_y \\ \tau_z \end{bmatrix} = m \left(\begin{bmatrix} 0 & -{}^t g_z & {}^t g_y \\ {}^t g_z & 0 & -{}^t g_x \\ -{}^t g_y & {}^t g_x & 0 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 & -{}^t \ddot{x}_z & {}^t \ddot{x}_y \\ {}^t \ddot{x}_z & 0 & -{}^t \ddot{x}_x \\ -{}^t \ddot{x}_y & {}^t \ddot{x}_x & 0 \end{bmatrix} \right) \begin{bmatrix} r_x \\ r_y \\ r_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{xy} & I_{yy} & I_{yz} \\ I_{xz} & I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\omega}_x \\ \dot{\omega}_y \\ \dot{\omega}_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{xy} & I_{yy} & I_{yz} \\ I_{xz} & I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (24)$$

重新整理式(24)可得

$${}^t\tau = [M \quad N][y] \quad (25)$$

式中, M 、 N 为系数矩阵; y 表示待辨识的质心坐标、惯性矩和惯性积参数。

$$M = \begin{bmatrix} 0 & m({}^t\ddot{x}_z - {}^t g_z) & m({}^t g_y - {}^t\ddot{x}_y) \\ m({}^t g_z - {}^t\ddot{x}_z) & 0 & m({}^t\ddot{x}_x - {}^t g_x) \\ m({}^t\ddot{x}_y - {}^t g_y) & m({}^t g_x - {}^t\ddot{x}_x) & 0 \end{bmatrix} \quad (26)$$

$$N = \begin{bmatrix} \dot{\omega}_x & -\omega_z \omega_y & \omega_y \omega_z & \dot{\omega}_y - \omega_x \omega_z & \dot{\omega}_z + \omega_y \omega_x & \omega_y^2 - \omega_z^2 \\ \omega_z \omega_x & \dot{\omega}_y & -\omega_x \omega_z & \dot{\omega}_x + \omega_z \omega_y & \omega_z^2 - \omega_x^2 & \dot{\omega}_z - \omega_x \omega_y \\ -\omega_y \omega_x & \omega_x \omega_y & \dot{\omega}_z & \omega_x^2 - \omega_y^2 & \dot{\omega}_x - \omega_y \omega_z & \dot{\omega}_y + \omega_x \omega_z \end{bmatrix} \quad (27)$$

$$y = [r_x \quad r_y \quad r_z \quad I_{xx} \quad I_{yy} \quad I_{zz} \quad I_{xy} \quad I_{xz} \quad I_{yz}]^T \quad (28)$$

式(25)可简化表示为

$$a_i y = b_i \quad (29)$$

连续采集机器人运动过程中的数据可得

$$Ax = B \quad (30)$$

式中, $A = [a_1^T \quad a_2^T \quad \dots \quad a_n^T]^T$, $B = [b_1^T \quad b_2^T \quad \dots \quad b_n^T]^T$, 根据最

小二乘原理:

$$y = (A^T A)^{-1} A^T B \quad (31)$$

由此,完成对负载 10 个动力学参数的辨识。

3 试验验证与数据分析

3.1 仿真验证

由于负载的真实动力学参数以及柔顺装配过程的实际接触力较难获取,因此,通过仿真的方式来验证辨识和补偿算法的正确性。首先在 SolidWorks 软件中建立主动柔顺对接系统模型,然后导入到 Adams 中并设置约束、驱动、外力输入和关节力输出,如图 7 所示。

使用 Adams 中的机械系统导出联合仿真模块,将该模块插入 Simulink 中运行,与 Simulink 中建立的轨迹规划、导纳控制、运动学逆解、接触力解算等模块连接,实现联合仿真,仿真结构模型如图 8 所示。

3.1.1 辨识仿真

首先设置外力输入为 0,保持位置不变,令末端欧拉角姿态 α, β, γ 按激励轨迹运行。为确保末端运行完成轨迹后能回到原位,设计了基于正弦函数的激励轨迹。为提高辨识精度,使轨迹尽可能达到笛卡尔空间的行程极限,轨迹的幅值分别设定为 0.0349 rad、0.0698 rad、0.0524 rad。此外,为使轨迹尽可能覆盖调姿机构的

整个工作空间,令轨迹频率互为质数^[22]。为确保调姿机构启停无冲击,使用七次多项式进行过渡。最终轨迹如图 9 所示。

对运动过程中的力/力矩、姿态、角速度、角加速度等数据进行采样并输出至工作区,然后运行动力学参数辨识算法,辨识结果如表 1 所示,可以看出质心的辨识误差仅有 0.0686%,惯性张量的辨识误差也在 0.22% 以内。

3.1.2 力感知仿真

完成辨识后,为了验证补偿效果,通过导纳控制使

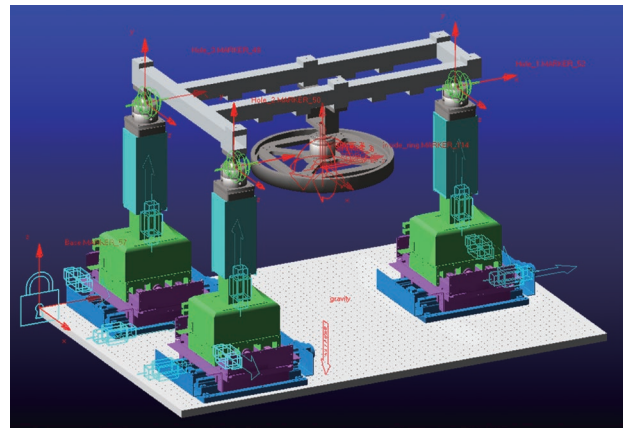


图 7 Adams 中的并联柔顺对接平台

Fig.7 Parallel compliant docking platform in Adams

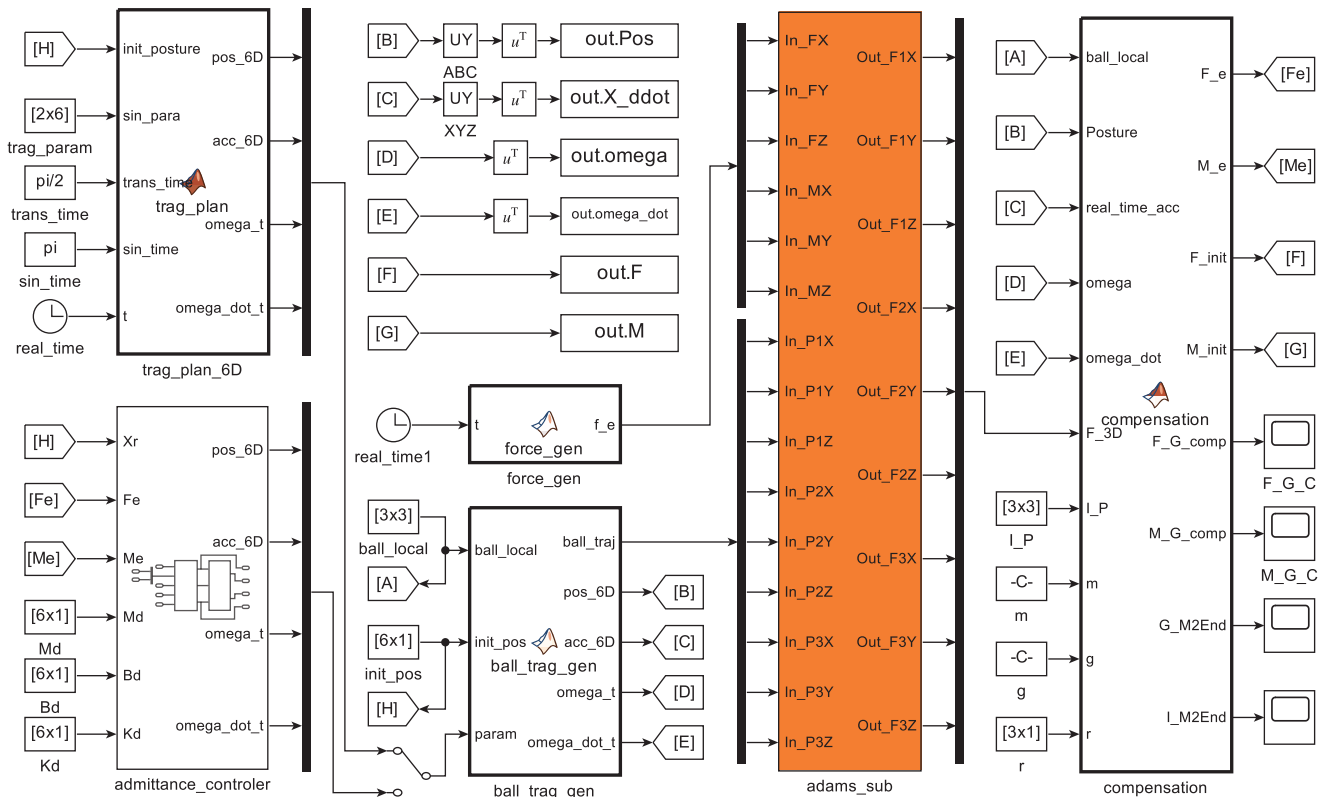


图 8 Adams 与 Simulink 联合仿真框图

Fig.8 Co-simulation block diagram of Adams and Simulink

调姿机构切换至主动柔顺模式,对接触力信号进行感知试验仿真。如图 10 所示,在主动柔顺装配过程中,将调姿机构的“力-位”控制等效为一个“质量-弹簧-阻尼”系统,将与环境的接触等效为一个弹簧系统^[23]。

调姿机构的导纳控制模型为

$$M_d(\ddot{X} - \ddot{X}_d) + B_d(\dot{X} - \dot{X}_d) + K_d(X - X_d) = F_c - F_r \quad (32)$$

式中, M_d 、 B_d 、 K_d 分别表示控制器的虚拟质量、阻尼和刚度; X_d 、 \dot{X}_d 、 \ddot{X}_d 分别表示规划的末端位置、速度和加速度; X 、 \dot{X} 、 \ddot{X} 表示实际的末端位置、速度和加速度。环境力 F_c 可表示为

$$F_c = K_e(X_e - X) \quad (33)$$

式中, K_e 表示环境刚度; X_e 表示环境位置。

实际装配过程中,由于粗对准存在定位误差,调姿机构规划的位置 X_d 与目标环境位置 X_e 并不一致。为模拟倒角接触和插合过程,令环境位置的 x 和 y 方向在调姿机构规划位置的基础上再分别附加一个斜率

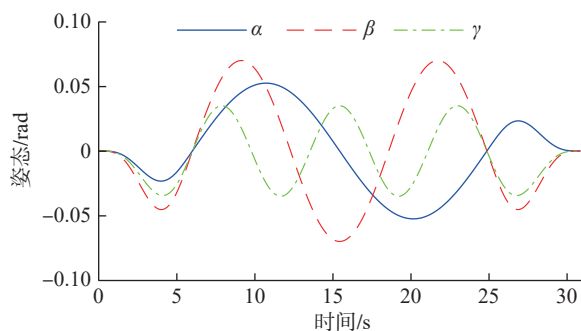


图 9 姿态激励轨迹
Fig.9 Attitude excitation trajectory

表 1 动力学参数辨识仿真结果

Table 1 Simulation results of dynamic parameters identification

惯性参数	CAD理论值	辨识值	误差/%
m/kg	47.8111	47.8111	0.0000
r_x/m	0.0000	0.0000	0.0000 (*)
r_y/m	-0.0322	-0.0322	0.0000
r_z/m	0.1458	0.1459	0.0686
$I_{xx}/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	5.5848	5.5824	0.0430
$I_{yy}/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	3.3109	3.3037	0.2175
$I_{zz}/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	5.1874	5.1944	0.1349
$I_{xy}/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	0.0000	0.0001	0.0001 (*)
$I_{xz}/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	0.0000	0.0000	0.0000 (*)
$I_{yz}/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	0.4612	0.4605	0.1518

注: *为绝对误差。

为 -0.2 mm/s 和 -0.3 mm/s 的斜坡信号,在 1 s 后通过倒角,分别到达位置 12.8 mm 和 -11.3 mm ,系统进入插合阶段。插合阶段,在环境位置的 x 轴和 y 轴分别附加一个斜率为 -0.01 rad/s 和 -0.02 rad/s 的斜坡信号,2 s 后完成插合,总仿真时间 3 s。为验证算法效果,将由环境反馈的接触力/力矩作为理论值,与解算的负载受力进行对比,结果如图 11 所示。环境反馈的接触力与经过动力学补偿后计算所得的负载受力非常吻合,最大力感知误差(取绝对值)仅为 $1.73 \times 10^{-3} \text{ N}$,最大力矩感知误差仅为 $1.97 \times 10^{-3} \text{ N} \cdot \text{m}$ 。仿真结果证明,本文提出的基于并联机构关节力传感器的动力学参数辨识和接触力感知算法具有可靠有效性。

3.2 试验验证

为验证本文提出的力感知方法的精度,在实验室搭建基于并联调姿机构的航空孔轴零件主动柔顺装配模拟试验平台,如图 12 所示。平台由三坐标定位器、三维力传感器、调姿机构末端、孔轴零件模拟件和伺服控制系统组成,其中三维力传感器型号为 ME K3D120,量程为 500 N ,测量精度为 $0.1\% \text{ FS}$ 。

3.2.1 倾角标定与参数辨识试验

首先对 3 个力传感器与调姿机构基座安装倾角进行标定,结果如表 2 所示。

接着,令调姿机构运行上文所设计的激励轨迹,调姿系统软件界面如图 13 所示,界面中的曲线表示规划的关节运动轨迹。

在系统的每个控制周期 (10 ms) 进行观测数据采样,使用本文方法进行参数辨识,结果如表 3 所示。

由于末端负载的真实动力学参数较难获取,无法直接评估参数辨识精度,由式 (16) 可知,动力学模型的准确性直接影响非接触力的补偿效果。在自由空间内运动时,负载所受六维力的理论值应均为 0,通过评估自由空间接触力解算误差,可以间接验证倾角补偿和参数辨识对力感知精度的提升效果。令调姿机构末端按五次多项式轨迹运动至工作空间内随机生成的目标位姿,如表 4 所示,末端的初始位姿为 $[13 \ -11 \ 608 \ 0 \ 0 \ 0]$ 。

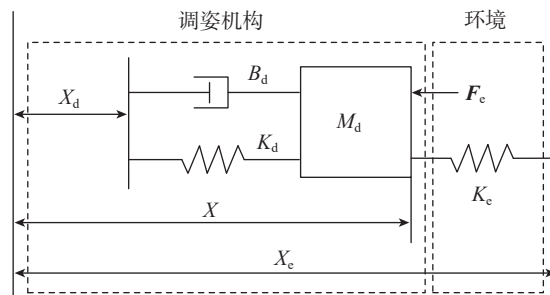


图 10 主动柔顺装配过程的物理模型
Fig.10 Physical model of active compliant assembly process

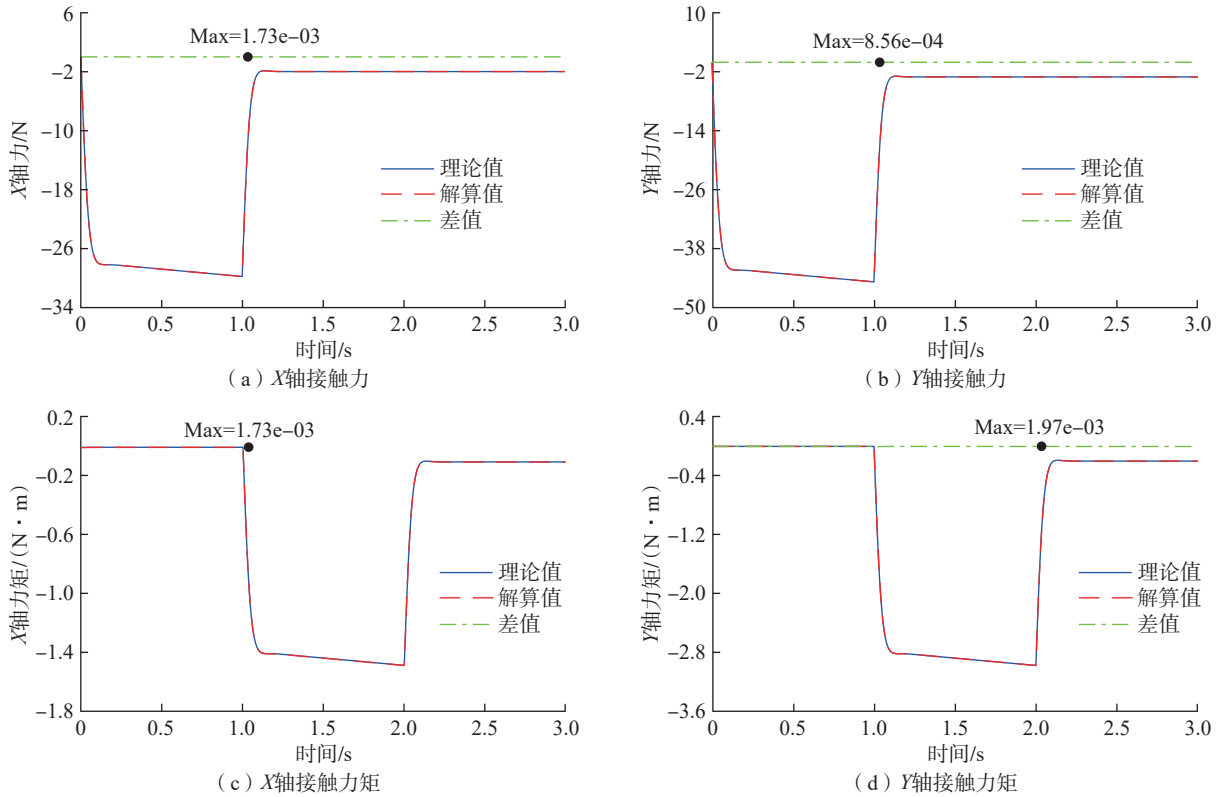


图 11 主动柔顺过程接触力/力矩解算

Fig.11 Contact force/torque calculation in active compliance process

调姿过程中,分别记录了使用 CAD 理论值且无倾角补偿,使用 CAD 理论值并进行倾角补偿,以及使用辨识参数并进行倾角补偿 3 种情况下解算的自由空间负载受力,统计力解算误差 $\sqrt{F_x^2 + F_y^2 + F_z^2}$ 的均值和力矩解算误差 $\sqrt{M_x^2 + M_y^2 + M_z^2}$ 的均值(后文简称误差),结果如图 14 所示。对计算结果的分析表明,使用 CAD 理论值且不进行倾角补偿情况下,力解算误差均值为 1.0386 N,力矩解算误差均值为 1.4037 N·m;进行传感器和调姿机构基座安装倾角补偿后,力解算误差均值降至 0.5562 N,力矩解算误差均值仍有 1.2567 N·m;在使用辨识的动力学参数进行补偿后,力解算误差均值进一步减少至 0.2587 N,力矩解算误差均值也降至 0.1782 N·m。

以第 1 次试验为例进行分析,得到的解算力 and 力矩

曲线如图 15 所示。可以看出,安装倾角补偿前,接触力感知误差较大,这可能是由于调姿机构内力和力传感器安装倾角共同作用下,三维关节力传感器测量值产生了维间耦合,同时基座安装倾角导致了重力分力的产生。



图 12 航空孔轴主动柔顺装配模拟试验平台

Fig.12 Simulation experiment platform for active compliant assembly of aviation shaft-hole components

表 2 力传感器与基座安装倾角标定结果

Table 2 Calibration results of installation inclination angle between force sensor and base

参数	力传感器1	力传感器2	力传感器3	基座
α/rad	-3.6896×10^{-3}	-8.9628×10^{-3}	-4.3304×10^{-3}	—
β/rad	-1.6552×10^{-3}	-2.1028×10^{-3}	2.2284×10^{-4}	-1.4060×10^{-3}
γ/rad	3.1797×10^{-3}	-1.6770×10^{-4}	5.6797×10^{-4}	-1.3930×10^{-3}

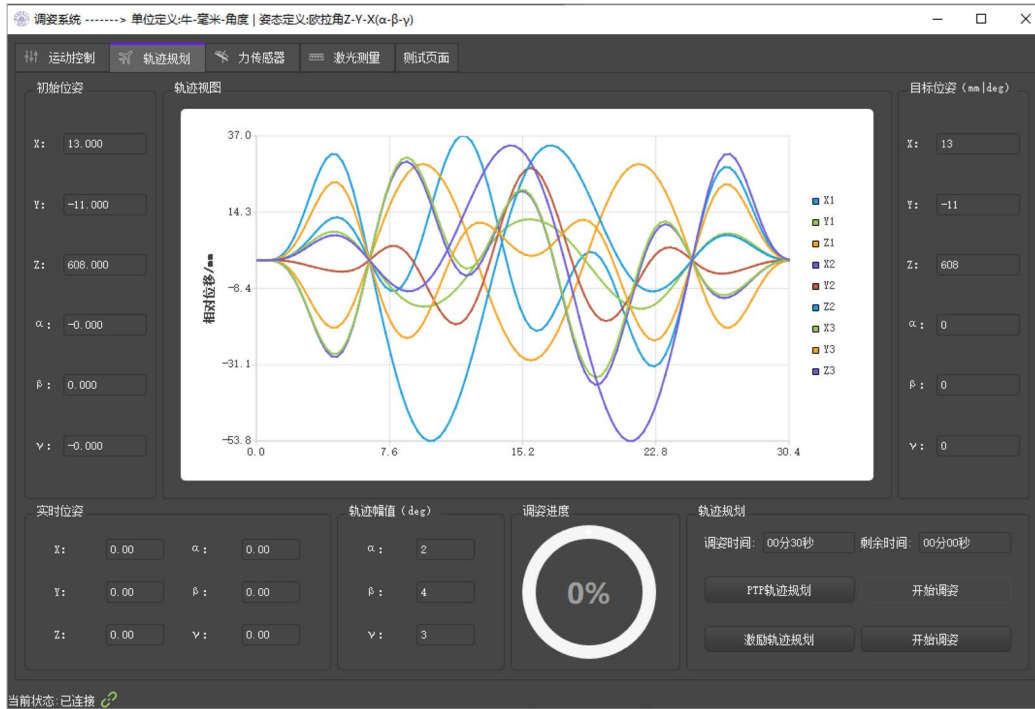


图 13 调姿系统软件界面

Fig.13 Attitude adjustment system software interface

表 3 动力学参数辨识试验结果

Table 3 Experimental results of dynamic parameters identification

惯性参数	辨识值	惯性参数	辨识值
m/kg	47.8306	$I_{yy}/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	3.2806
r_x/mm	-0.2566	$I_{zz}/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	5.1089
r_y/mm	-29.091	$I_{xy}/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	0.0000
r_z/mm	143.2353	$I_{xz}/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	0.0003
$I_{xx}/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	5.5351	$I_{yz}/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	0.4568

经过对力传感器安装与基座安装倾角的标定与补偿后,接触力计算误差有所减小。但由于动力学参数的不准确性,接触力矩的计算误差仍然较大,尤其是在 X 轴方向,这可能是由于实际重心位置相较于 CAD 值在 Y 轴方向存在较大偏差,导致由重力产生的力矩没有得到有效补偿。在使用辨识的动力学参数后,接触力计算误差进一步减小,非接触力矩补偿效果显著提升。由此证明了倾角补偿与参数辨识对于提高接触力感知精度的有效性。

3.2.2 已知接触力感知试验

由于装配过程中的零件之间的真实接触力较难获

表 4 调姿机构目标位姿

Table 4 Target pose of posture adjustment mechanism

调姿机构位姿	序号							
	1	2	3	4	5	6	7	8
X/mm	-24.0331	-33.6165	-28.7052	-27.9944	61.3438	48.7167	58.1440	58.0745
Y/mm	-48.6089	-52.3564	29.6159	34.5833	-42.5170	-42.0790	37.6802	21.5981
X/mm	566.6235	641.2436	568.6121	653.8856	577.7619	644.2243	571.2575	648.5706
A/rad	-0.0463	-0.0448	-0.0549	-0.0557	0.0397	0.0477	0.0465	0.0518
B/rad	-0.0534	-0.0546	0.0421	0.0582	-0.0521	-0.0392	0.0380	0.0479
C/rad	-0.0774	0.0612	-0.0676	0.0524	-0.0720	0.0590	-0.0656	0.0706

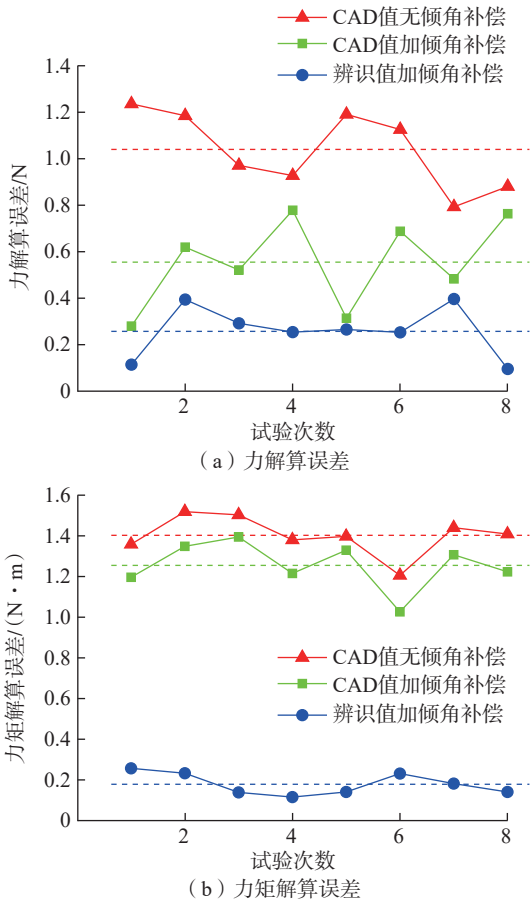


图 14 调姿过程力和力矩解算误差

Fig.14 Force and torque calculation error in attitude adjustment process

取,考虑手动对零件施加外力,并通过 S 型力传感器进行测量。S 型力传感器型号为 LKL-101,量程为 500 N,测量精度为 ± 0.015 N。令调姿机构运行主动柔顺模式,每个控制周期内采集一次数据,记录 S 型力传感器测量值与本文方法计算的负载受力的幅值,结果如图 16 所示。可以看出,解算力与测量力非常吻合,最大误差(取绝对值)为 1.3041 N,平均误差为 0.2756 N,仅为负载重力的 0.0588%。

4 结论

本文针对航空过盈孔轴零件温差法主动柔顺装配中精确接触力感知需求,提出了一种基于并联调姿机构关节力传感器的接触力解算方法,并得出以下结论。

(1) 针对由末端负载引起的非接触力,基于牛顿-欧拉方程构建动力学补偿模型。考虑到从 CAD 模型获取参数的不准确性,提出了一种动力学参数在线辨识方法。此外,提供了一种力传感和调姿机构底座安装倾角的标定与补偿策略,以提高传感器测力的准确性。

(2) 通过 Adams 虚拟样机与 Simulink 进行动力学

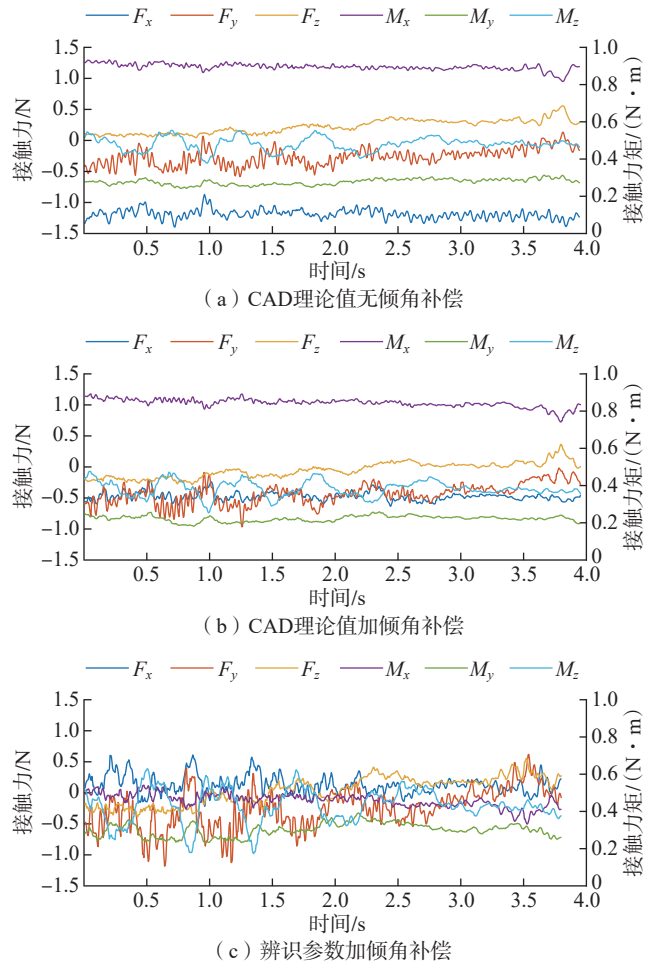


图 15 接触力和力矩计算数据

Fig.15 Contact force and torque calculation data

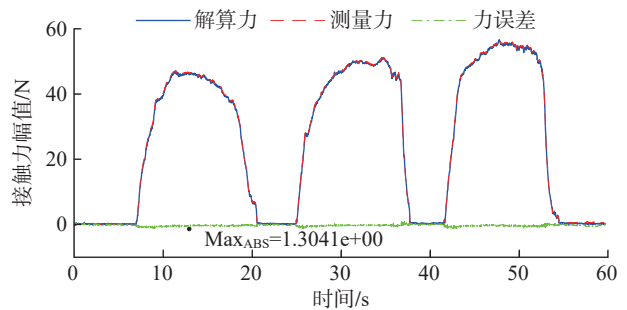


图 16 接触力和力矩解算数据

Fig.16 Contact force and torque calculation data

参数辨识与接触力感知的联合仿真,结果显示参数辨识误差在 0.22% 以内,最大力感知误差为 1.73×10^{-3} N,最大力矩感知误差为 1.97×10^{-3} N·m,证明了本文算法的准确性。

(3) 基于主动柔顺装配试验平台,验证了倾角补偿与参数辨识在提升力感知精度方面的效果。使用辨识的参数并进行倾角补偿后,自由空间力解算误差从

1.0386 N 降至 0.2587 N, 力矩解算误差由 $1.4037 \text{ N} \cdot \text{m}$ 降至 $0.1782 \text{ N} \cdot \text{m}$, 接触力感知精度显著提高。为了进一步验证测力精度, 设计了利用 S 型力传感器进行已知接触力感知的试验, 结果显示, 平均力感知误差为 0.2756 N, 仅为负载重力的 0.0588%。

以上各项试验表明, 本文提出的方法能够实现零件装配过程中外部接触力的精确感知, 可应用于航空孔轴零件温差法主动柔顺装配。在未来的工作中, 可以进一步探索激励轨迹的参数优化, 提高参数辨识的速度与精度。

参考文献

- [1] 李春林, 吕辉, 顾平. 大过盈配合天线座温差装配理论及应用研究[J]. 现代制造工程, 2021(7): 79–82, 59.
- [2] LI Chunlin, LÜ Hui, GU Ping. The simulation and application of antenna-pedestal large interface assembly based on heat conduction[J]. Modern Manufacturing Engineering, 2021(7): 79–82, 59.
- [3] 李永生, 李小柱, 刘建国, 等. 涡喷发动机转子温差法装配过盈量研究[J]. 弹箭与制导学报, 2017, 37(4): 177–180.
- [4] LI Yongsheng, LI Xiaozhu, LIU Jianguo, et al. Study on the magnitude of interference of assembly using temperature difference method for turbojet engine rotor[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2017, 37(4): 177–180.
- [5] 周凤贵. 温差装配的应用[J]. 航空制造技术, 1978, 21(11): 18–21, 43.
- [6] ZHOU Fenggui. Application of temperature difference assembly[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 1978, 21(11): 18–21, 43.
- [7] PARK H, PARK J, LEE D H, et al. Compliance-based robotic peg-in-hole assembly strategy without force feedback[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2017, 64(8): 6299–6309.
- [8] WANG W, LOH R N K, GU E Y. Passive compliance versus active compliance in robot-based automated assembly systems[J]. Industrial Robot, 1998, 25(1): 48–57.
- [9] SU J H, LIU C K, LI R. Robot precision assembly combining with passive and active compliant motions[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2022, 69(8): 8157–8167.
- [10] ZHANG K G, SHI M H, XU J, et al. Force control for a rigid dual peg-in-hole assembly[J]. Assembly Automation, 2017, 37(2): 200–207.
- [11] VOUGIOUKAS S. Bias estimation and gravity compensation for force-torque sensors[C]//Proceedings of International Conference on Mathematical Methods and Computational Techniques in Electrical Engineering. 2001.
- [12] SU H, YANG C G, MDEIHLY H, et al. Neural network enhanced robot tool identification and calibration for bilateral teleoperation[J]. IEEE Access, 2019, 7: 122041–122051.
- [13] EL DINE K M, SANCHEZ J, CORRALES J A, et al. Force-torque sensor disturbance observer using deep learning[C]//Proceedings of the 2018 International Symposium on Experimental Robotics. Cham: Springer, 2020: 364–374.
- [14] 胡瑞钦, 孟少华, 张成立, 等. 机器人动态受力感知及零重力运动模拟技术[J]. 宇航学报, 2022, 43(7): 974–982.
- [15] HU Ruiqin, MENG Shaohua, ZHANG Chengli, et al. Robot dynamic force perception and zero-gravity motion simulation technology[J]. Journal of Astronautics, 2022, 43(7): 974–982.
- [16] KIM W Y, HAN S H, PARK S, et al. Gravity Compensation of a force/torque sensor for a bone fracture reduction system[C]//Proceedings of the 13th International Conference on Control, Automation and Systems. Korea, IEEE, 2013: 1042–1045.
- [17] 张立建, 胡瑞钦, 易旺民. 基于六维力传感器的工业机器人末端负载受力感知研究[J]. 自动化学报, 2017, 43(3): 439–447.
- [18] ZHANG Lijian, HU Ruiqin, YI Wangmin. Research on force sensing for the end-load of industrial robot based on a 6-axis force/torque sensor[J]. Acta Automatica Sinica, 2017, 43(3): 439–447.
- [19] KROGER T, KUBUS D, WAHL F M. 6D force and acceleration sensor fusion for compliant manipulation control[C]//2006 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems. Beijing, Piscataway, NJ: IEEE, 2006: 2626–2631.
- [20] KUBUS D, WAHL F M. Scaling and eliminating non-contact forces and torques to improve bilateral teleoperation[C]//Proceedings of the 2009 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems. New York: ACM, 2009: 5133–5139.
- [21] WEN K, DU F Z, ZHANG J B, et al. An alignment method of human-robot collaboration based on the six-dimensional force/torque dynamic measurement for large-scale components[J]. Journal of Robotics, 2018, 2018(1): 2914871.
- [22] CHU W M, HUANG X, LI S G. Cabin posture adjustment method based on redundant constrained parallel mechanism[J]. Assembly Automation, 2020, 40(3): 377–386.
- [23] GARY WILLIAMS E C. Automated positioning and alignment systems[J]. SAE Transactions, 1997, 106: 737–745.
- [24] WEN K, DU F Z, ZHANG X Z. Algorithm and experiments of six-dimensional force/torque dynamic measurements based on a Stewart platform[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2016, 29(6): 1840–1851.
- [25] CHU W M, HUANG X. An active compliant docking method for large gear components based on distributed force sensor[J]. Sensor Review, 2022, 42(3): 303–315.
- [26] ZENG Q, LI S G, HUANG X. Configuration optimization of the feature-oriented reference system in large component assembly[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2021, 113(3): 673–687.
- [27] 钱鸿巍, 李成刚, 杜兆才, 等. 机器人负载惯性参数的快速辨识[J]. 机械与电子, 2023, 41(4): 65–70.
- [28] QIAN Hongwei, LI Chenggang, DU Zhaocai, et al. Fast identification of dynamic parameters of robot load[J]. Machinery & Electronics, 2023, 41(4): 65–70.
- [29] 唐国文, 余海东, 吴松, 等. 飞行器对接框接触界面的等效模型及刚度特性[J]. 机械设计与研究, 2016, 32(2): 100–104.
- [30] TANG Guowen, YU Haidong, WU Song, et al. Study of the contact stiffness of the space docking mechanism[J]. Machine Design & Research, 2016, 32(2): 100–104.

通信作者: 侯国义, 副教授, 博士, 研究方向: 数字化测量辅助飞行器高性能装配; 航空制造计量与测量数字化; 工业知识图谱应用; 高性能复合材料加工。

(责编 七七)