

引文格式: 李鹏程, 张奇, 张大为, 等. 融合视觉与力觉的卫星装配误差在线测量与补偿方法[J]. 航空制造技术, 2023, 66(7): 57-66.

LI Pengcheng, ZHANG Qi, ZHANG Dawei, et al. Online measurement and compensation of satellite assembly errors based on vision and force sensing[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2023, 66(7): 57-66.

融合视觉与力觉的卫星装配误差在线测量与补偿方法*

李鹏程¹, 张奇¹, 张大为², 王忠康¹, 叶昶君¹, 刘峰³, 田威¹

(1. 南京航空航天大学, 南京 210016;

2. 中国空间技术研究院, 北京 100081;

3. 航天科工空间工程发展有限公司, 北京 100854)

[摘要] 针对机器人卫星装配阶段舱板与主框架装配精度低、装配干涉力过大的问题, 提出了一种融合视觉与力觉的卫星装配误差在线测量与补偿方法。利用视觉检测装置建立卫星舱板与主框架装配误差在线测量系统, 并完成了双目标定、机器人手眼标定、其他部件相对位姿的标定, 提出了卫星舱板与主框架装配误差补偿控制方法, 实现了装配误差实时测量与精确补偿; 同时, 通过力觉检测装置完成了机器人末端负载辨识与重力补偿, 实时测量卫星舱板与主框架装配干涉力, 实现了卫星柔性装配。试验结果表明, 采用融合视觉与力觉的卫星装配误差在线测量与补偿方法后, 卫星舱板与主框架装配误差控制在 0.2 mm 以内, 装配干涉力小于 50 N, 满足了卫星装配的精度需求, 证明本文所提方法的有效性和稳定性。

关键词: 卫星装配; 在线测量; 视觉检测; 手眼标定; 力觉检测; 多机器人

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2023.07.057



李鹏程

讲师, 研究方向为飞机装配、机器人控制、机器人精度补偿。

随着卫星星座的大规模部署与应用, 对我国卫星批量化生产的能力提出了更高的要求。而传统卫星装配以人工作业为主, 单颗卫星总装、测试周期为 2~3 个月, 所需操作人员 10~15 名, 极大地制约了卫星的生产能力^[1]。卫星总装阶段为卫星主框架与舱板的装配, 卫星尺寸跨度大 (1 m × 1 m × 1 m ~ 5 m × 2 m × 1 m), 舱板内侧安装有大量传感器与结构件, 导致待装配舱板重量大 (10~500 kg), 且要求主框架与舱板的装配精度优于 0.2 mm, 装配干涉力不大于 50 N, 使得人工作业模式无法满足卫星总装的装配效率与装配精度, 亟须开展自动化、批量化、智能化的卫星

生产新模式^[2]。随着工业机器人的不断发展, 其承载能力、定位精度、可靠性等得到了进一步提升, 广泛应用于搬运码垛、汽车与电子装配等领域^[3]。基于多机器人的卫星装配可以替代人工作业方式, 实现对不同尺寸、不同重量、不同类型卫星的自动化、批量化装配。基于多机器人的卫星装配需要主机器人通过夹爪与工装完成对舱板的夹取, 由于工业机器人存在一定的定位误差^[4], 同时主框架与舱板在工装固定过程中存在一定的安装误差, 导致采用示教重复装配模式下卫星主框架与舱板的装配精度变差, 且装配完成后舱板与主框架之间存在较大干涉力, 严重制约了卫星

* 基金项目: 江苏省自然科学基金 (BK20210299); 国家自然科学基金 (52205530); 民用航天项目 (D020201)。

装配自动化、批量化新模式的发展。

在视觉研究方面,根据相机数量的不同,可以分为单目^[5]、双目^[6]与多目视觉系统^[7];根据相机安装位置与机器人的相对位置关系不同,分为“眼在手上”和“眼在手外”两种方式^[8-9];根据系统视觉伺服控制方式的不同,分为基于位置的视觉伺服^[10]、基于图像的视觉伺服和混合视觉伺服等^[11-12]。在视觉装配领域,王斌等^[13]提出了面向机器人精密装配的高精度圆片位姿视觉检测,通过单目相机实现了对目标的精确检测,快速、准确地引导机械臂进行待装配圆片和孔的对中操作;杜福洲等^[14]针对大尺度部件对接过程中的相对位姿测量需求,采用单目视觉采集合作靶标图像,实时解算大部段间的相对位姿,用于辅助大尺度部件的装配。在卫星装配领域,胡瑞钦等^[15]采用红外相机结合自制合作靶标,将待装配部件引导至销钉的锥面导向范围;季旭全等^[16]提出了基于机器人与视觉引导的星载设备智能装配方法,利用双目相机采集视觉靶标与视觉探针,实现了装配路径的规划与校正。

在力觉研究方面,研究者们利用安装在机器人上的力传感器来实现机器人外力感知^[17-18],通过对机器人末端负载的重力补偿^[19]可以测量得到末端外力的大小与方向。胡瑞钦等^[20]提出了一种基于力/位控制的机器人柔顺控制方法,实现了航天器大部件机器人柔顺装配。罗威等^[21]提出了一种基于力-位图像学习的柔顺装配方法,将装配过程中的位姿和接触力信息转化为力-位图像,然后通过力-位图像的分类学习获得不同初始位姿情况下的柔顺装配动作策略,从而控制机器人实现柔顺装配。

将视觉与力觉控制应用在卫星装配领域存在装配精度有待进一步提高、误差补偿方法有待研究、舱板与主框架位姿测量难、装配干涉力大等问题。根据实际卫星装配特点与

需求分析,待装配卫星舱板与主框架的装配面均有对应销孔、螺纹孔及沉头孔等特征孔,为了得到卫星舱板与主框架的位姿,需要测量特征孔的三维坐标,因此可以采用双目视觉系统测量舱板与主框架对应特征孔,实现对舱板与主框架的位姿测量。同时,为满足双目视觉系统对不同尺寸、不同型号卫星的测量范围全覆盖,采用“眼在手上”的形式,将两组双目视觉系统分别安装在两台辅助工业机器人法兰盘末端,从而实现对测量范围的扩展。由于装配误差的影响,卫星舱板与主框架装配完成后仍存在较大装配干涉力。因此,在卫星舱板与主框架装配过程中引入力觉控制,实时测量装配干涉力信息,进而实现对装配干涉力的控制。

针对本文卫星装配的特点与要求,拟采用视觉装配误差测量与力觉装配干涉力测量相结合的方式,实现卫星舱板与主框架的高精度装配。主机器人通过夹爪夹持带舱板的工装,两台辅助机器人分别携带双目视觉检测系统完成对卫星主框架与舱板位姿的测量,计算主框架与舱板装配位姿误差,进而求解装配误差补偿的主机器人运动参数,直至装配精度满足要求,最后采用力觉实时测量装配干涉力信息,从而实现舱板与主框架装配面的贴合。

所采用的方案具有以下优点:

(1)采用两台辅助机器人与两套双目视觉检测系统相结合的方式,实现了对不同尺寸卫星舱板和主框架装配误差的精确测量;

(2)建立了卫星舱板与主框架装配误差补偿机制,实现了高精度装配;

(3)采用视觉与力觉相结合的方式,通过视觉测量保证卫星舱板与主框架装配精度,利用力觉测量控制卫星舱板与主框架贴合装配干涉力;

(4)此方案不需要设计特制靶标,通过视觉检测卫星舱板与主框架特征孔实现其位姿精确测量,无需人

工干预。

1 系统组成及工作原理

1.1 系统组成

融合视觉与力觉的卫星装配误差在线测量与补偿系统由视觉检测装置和力觉检测装置等共同组成。视觉检测装置由两台小视场双目视觉检测装置和1台大视场双目视觉检测装置构成。为了扩展对卫星舱板与主框架测量范围,两台小视场双目视觉检测装置分别固定安装在两台辅助机器人法兰盘末端,用于测量卫星舱板与主框架的特征孔并求解位姿;大视场双目视觉检测装置安装固定在装配系统正上方,可以实现对配套靶标点的三维坐标测量,用于建立主机器人坐标系和标定各坐标系之间的转换矩阵。力觉检测装置采用六维力传感器,并安装在主机器人法兰盘末端,用于测量舱板与主框架贴合装配过程中的干涉力信息。

1.2 系统工作原理

图1为卫星模拟验证件装配效果以及舱板与主框架特征孔示意图。

根据卫星装配需求,应用该系统配合卫星装配系统进行装配作业的主要步骤如下:

(1)小视场双目视觉检测装置标定与机器人手眼标定,舱板与主机器人法兰盘相对位姿标定;

(2)规划主机器人与两台辅助机器人运动路径,确定两台双目视觉检测装置测量舱板与主框架时的位姿与机器人运动位置;

(3)两台小视场双目视觉检测装置测量主框架特征孔,确定主框架在小视场双目视觉检测装置I坐标系下的位姿;

(4)两台小视场双目视觉检测装置测量待装配舱板特征孔,并将小视场双目视觉检测装置II坐标系下测量的特征孔坐标转换至小视场双目视觉检测装置I坐标系下,确定舱板在小视场双目视觉检测装置I坐标

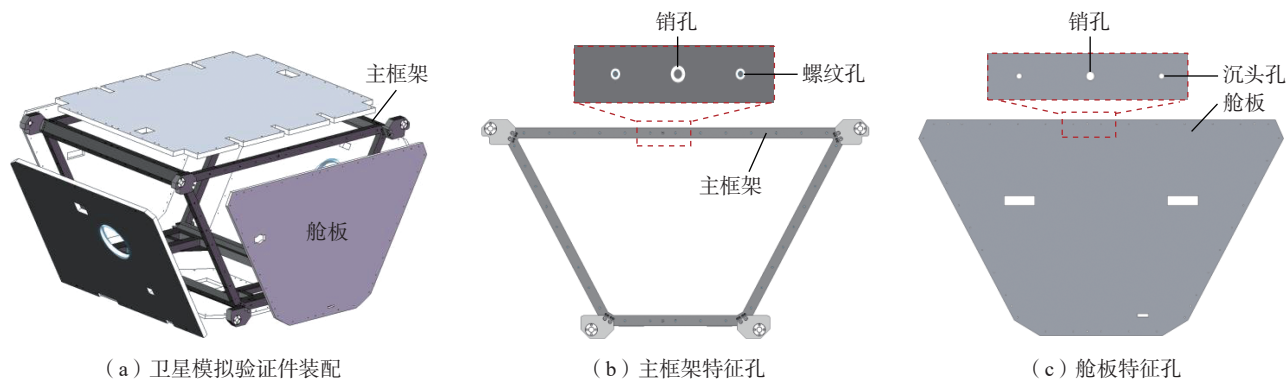


图1 卫星模拟验证件装配及特征孔示意图

Fig.1 Schematic diagram of satellite simulation verification part assembly and characteristic hole

系下的位姿,并求解舱板坐标系与主机器人法兰盘坐标系间的转换矩阵;

(5) 计算舱板装配时主机器人运动参数,并进行预装配,即根据位姿测量结果进行第1次装配作业;

(6) 执行融合视觉与力觉的卫星装配误差在线测量与补偿过程,直至完成装配。

2 系统关键算法

2.1 系统标定方法

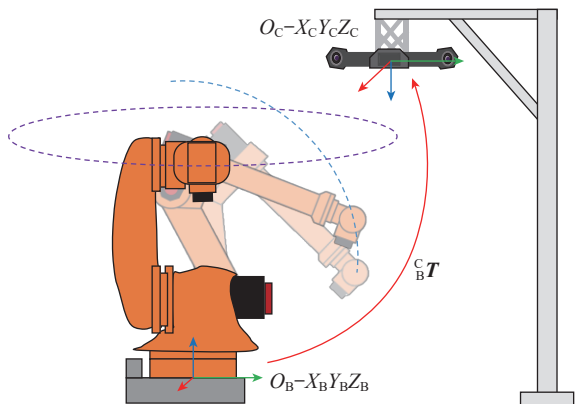
2.1.1 双目标定

双目标定主要是为了得到相机的内参矩阵、畸变系数和左右相机的相对位置关系。其中相机内参矩阵表征相机坐标系到像素坐标系的转换关系;畸变系数用于矫正相机光学系统制造和安装误差导致的实际成像与理想成像不符;左右相机标定的目的是得到右相机相对于左相机的平移向量与旋转矩阵,从而实现三维测量。

2.1.2 机器人手眼标定

机器人手眼标定主要分为大视场双目视觉检测装置坐标系与主机器人基坐标系间的矩阵转换关系标定,两台小视场双目视觉检测装置坐标系分别与主机器人基坐标系间的矩阵转换关系标定、两台小视场双目视觉检测装置坐标系间的矩阵转换关系标定。

图2为大视场双目视觉检测装置坐标系与主机器人基坐标系间的矩阵转换关系标定示意图。定义主机器人

图2 $O_C-X_C Y_C Z_C$ 坐标系与 $O_B-X_B Y_B Z_B$ 坐标系标定示意图Fig.2 Calibration diagram of $O_C-X_C Y_C Z_C$ coordinate system and $O_B-X_B Y_B Z_B$ coordinate system

基坐标系为 $O_B-X_B Y_B Z_B$,大视场双目视觉检测装置坐标系为 $O_C-X_C Y_C Z_C$ 。在主机器人机械臂末端粘贴靶标点,分别旋转主机器人 A_1 轴与 A_2 轴,并采集靶标点在 $O_C-X_C Y_C Z_C$ 坐标系下的三维坐标。根据主机器人D-H参数,在 $O_C-X_C Y_C Z_C$ 坐标系下建立 $O_B-X_B Y_B Z_B$ 坐标系,得到 $O_C-X_C Y_C Z_C$ 坐标系与 $O_B-X_B Y_B Z_B$ 坐标系间的矩阵转换关系 ${}^C_B T$ 。

靶标点标定板由标定板与粘贴在标定板平面上的若干靶标点组成。定义小视场双目视觉检测装置 I 坐标系为 $O_{C1}-X_{C1} Y_{C1} Z_{C1}$,小视场双目视觉检测装置 II 坐标系为 $O_{CII}-X_{CII} Y_{CII} Z_{CII}$,靶标点标定板坐标系为 $O_P-X_P Y_P Z_P$ 。图3为 $O_{C1}-X_{C1} Y_{C1} Z_{C1}$ 坐标系、 $O_{CII}-X_{CII} Y_{CII} Z_{CII}$ 坐标系与 $O_B-X_B Y_B Z_B$ 坐标系的矩阵转换关系标定示意图。

通过小视场双目视觉检测装置与大视场双目视觉检测装置分别对靶标点标定板进行靶标点三维测量,并利用测量的靶标点三维坐标分别在 $O_{C1}-X_{C1} Y_{C1} Z_{C1}$ 坐标系与 $O_C-X_C Y_C Z_C$ 坐标系下建立 $O_P-X_P Y_P Z_P$ 坐标系,求解得到 $O_P-X_P Y_P Z_P$ 坐标系分别与 $O_{C1}-X_{C1} Y_{C1} Z_{C1}$ 坐标系、 $O_C-X_C Y_C Z_C$ 坐标系间的矩阵转换关系 ${}^C_P T$ 、 ${}^C_P T_1$ 。同理,在移动靶标点标定板至小视场双目视觉检测装置视野范围内,求解得到 $O_P-X_P Y_P Z_P$ 坐标系分别与 $O_{CII}-X_{CII} Y_{CII} Z_{CII}$ 坐标系、 $O_C-X_C Y_C Z_C$ 坐标系间的转换关系 ${}^{CII}_P T$ 、 ${}^{CII}_P T_2$ 。

根据坐标系间的矩阵转换关系, $O_{C1}-X_{C1} Y_{C1} Z_{C1}$ 坐标系相对于 $O_B-X_B Y_B Z_B$ 坐标系的矩阵转换关系 ${}^B_{C1} T$ 为

$${}^B_{C1} T = {}^C_B T^{-1} {}^C_{P1} T_1 {}^P_{C1} T^{-1} \quad (1)$$

同理, $O_{CII}-X_{CII} Y_{CII} Z_{CII}$ 坐标系相对于 $O_B-X_B Y_B Z_B$ 坐标系的矩阵转换关

系 ${}^B T_{CII}$ 为

$${}^B T_{CII} = {}^B T_C^{-1} {}^C T_P {}^C T_{CII} {}^P T^{-1} \quad (2)$$

因此, $O_{CII}-X_{CII}Y_{CII}Z_{CII}$ 坐标系相对于 $O_{CI}-X_{CI}Y_{CI}Z_{CI}$ 坐标系的矩阵转换关系 ${}^{CI} T_{CII}$ 为

$${}^{CI} T_{CII} = {}^B T_{CII}^{-1} {}^B T_C \quad (3)$$

2.1.3 舱板与主机器人法兰盘标定

主机器人通过夹爪夹取舱板,受装夹误差的影响,主机器人法兰盘与舱板的相对位姿不确定。因此,每次舱板装配前均需要对舱板与主机器人法兰盘相对位姿进行测量与标定。

定义主机器人法兰盘坐标系为 $O_F-X_FY_FZ_F$, 舱板坐标系为 $O_D-X_DY_DZ_D$, 图4为 $O_F-X_FY_FZ_F$ 坐标系与 $O_D-X_DY_DZ_D$ 坐标系间矩阵转换关系标定示意图。

利用两台小视场双目视觉检测装置测量舱板特征孔,在 $O_{CI}-X_{CI}Y_{CI}Z_{CI}$ 坐标系下建立 $O_D-X_DY_DZ_D$ 坐标系,得到 $O_D-X_DY_DZ_D$ 坐标系相对于 $O_{CI}-X_{CI}Y_{CI}Z_{CI}$ 坐标系的矩阵转换关系 ${}^{CI} T_D$ 。记录当前 $O_F-X_FY_FZ_F$ 坐标系相对于 $O_B-X_BY_BZ_B$ 坐标系的矩阵转换关系 ${}^B T_F$ 。根据坐标系间的矩阵转换关系, $O_D-X_DY_DZ_D$ 坐标系相对于 $O_F-X_FY_FZ_F$ 坐标系的转换关系矩阵 ${}^F T_D$ 为

$${}^F T_D = {}^B T_F^{-1} {}^B T_{CI} {}^{CI} T_D \quad (4)$$

2.2 卫星装配误差求解方法

2.2.1 主框架位姿求解

图5为两台小视场双目视觉检测装置测量主框架特征孔(销孔、螺纹孔)示意图。每台小视场双目视觉检测装置均测量1个销孔与周围2个螺纹孔。

如图6所示,小视场双目视觉检测装置采集主框架特征孔图像,对原始图像进行如下图像处理步骤。

(1) 滤波处理: 去除图像部分噪声;

(2) 边缘检测: 采用 Canny 边缘检测方法,提取特征孔轮廓边缘特征;

(3) 椭圆拟合: 根据最小二乘法原理,将特征孔轮廓点进行椭圆拟合,得到椭圆中心点像素坐标;

(4) 椭圆筛选: 根据拟合椭圆的面积、周长等参数,去除误拟合的非特征孔椭圆。

通过左右相机标定关系,分别得到3个特征孔中心在 $O_{CI}-X_{CI}Y_{CI}Z_{CI}$ 坐标系下的三维坐标 $P_1(x_1, y_1, z_1)$ 、 $P_2(x_2, y_2, z_2)$ 、 $P_3(x_3, y_3, z_3)$ 和其余3个特征孔中心在 $O_{CII}-X_{CII}Y_{CII}Z_{CII}$ 坐标系下的三维坐标 $P_4(x_4, y_4, z_4)$ 、 $P_5(x_5, y_5, z_5)$ 、 $P_6(x_6, y_6, z_6)$ 。根据 $O_{CI}-X_{CI}Y_{CI}Z_{CI}$ 坐标系与 $O_{CII}-X_{CII}Y_{CII}Z_{CII}$ 坐标系的矩阵转换关系,求解点 P_4 、 P_5 与 P_6 在 $O_{CI}-X_{CI}Y_{CI}Z_{CI}$ 坐标系下的三维坐标,得 P'_4 、 P'_5 与 P'_6 。

定义主框架坐标系为 $O_M-X_MY_MZ_M$ 。根据最小二乘法原理,利用

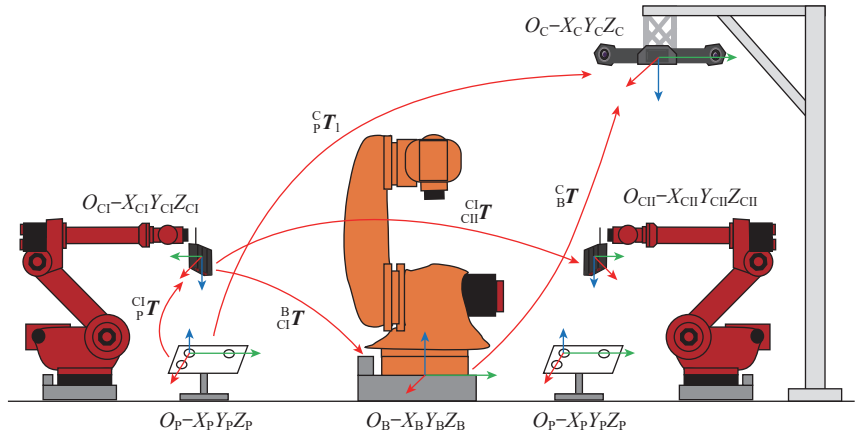


图3 坐标系标定示意图

Fig.3 Diagram of coordinate system calibration

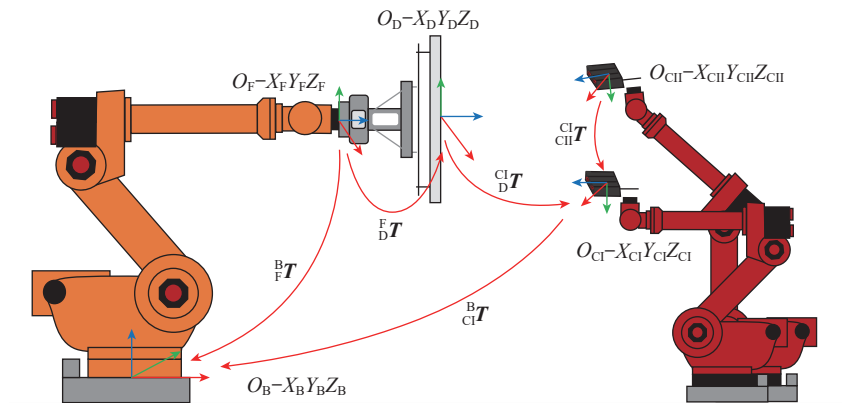


图4 $O_F-X_FY_FZ_F$ 坐标系与 $O_D-X_DY_DZ_D$ 坐标系标定示意图

Fig.4 Calibration diagram of $O_F-X_FY_FZ_F$ coordinate system and $O_D-X_DY_DZ_D$ coordinate system

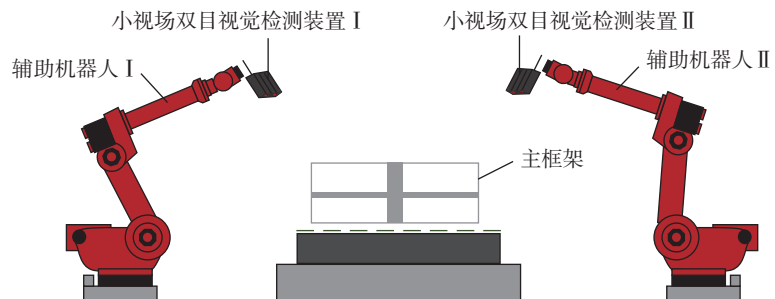


图5 卫星主框架位姿测量示意图

Fig.5 Diagram of satellite main frame position and attitude measurement

点 $P_1, P_2, P_3, P'_4, P'_5, P'_6$ 拟合平面 N_1 , 将所有点投影至平面 N_1 , 得到投影点 $P''_1, P''_2, P''_3, P''_4, P''_5, P''_6$ 。以 P''_1 位置为原点, P''_1 与 P''_5 连线方向为 X'_M 轴, 平面 N_1 的法线方向为 Z'_M 轴, Y'_M 轴通过右手定则确定, 在 $O_{Cl}-X_{Cl}Y_{Cl}Z_{Cl}$ 坐标系下建立 $O'_M-X'_MY'_MZ'_M$ 坐标系。根据建立的 $O'_M-X'_MY'_MZ'_M$ 坐标系与主框架理论坐标系位姿关系, 将 $O'_M-X'_MY'_MZ'_M$ 坐标系变换至主框架理论坐标系处, 得到 $O_M-X_MY_MZ_M$ 坐标系。求解 $O_M-X_MY_MZ_M$ 坐标系相对于 $O_{Cl}-X_{Cl}Y_{Cl}Z_{Cl}$ 坐标系的矩阵转换关系 M_T , 则主框架在 $O_{Cl}-X_{Cl}Y_{Cl}Z_{Cl}$ 坐标系下的位姿采用欧拉角表示为 $[{}^M_X, {}^M_Y, {}^M_Z, {}^M_A, {}^M_B, {}^M_C]$, 且后续位姿均采用欧拉角表示。

2.2.2 主机器人预装配参数求解

图7为舱板位姿测量示意图。根据主框架位姿求解方法, 得到 $O_D-X_DY_DZ_D$ 坐标系相对于 $O_{Cl}-X_{Cl}Y_{Cl}Z_{Cl}$ 坐标系的转换关系矩阵 D_T 。记录当前 $O_F-X_FY_FZ_F$ 坐标系相对于 $O_B-X_BY_BZ_B$ 坐标系的转换关系矩阵 B_T 。根据式(4)得出 $O_D-X_DY_DZ_D$ 坐标系相对于 $O_F-X_FY_FZ_F$ 坐标系的矩阵转换关系 D_T 。

根据舱板与主框架数模装配位姿关系, 当舱板与主框架装配完成, 且间隔固定安全贴合距离时, 理论上 $O_D-X_DY_DZ_D$ 坐标系相对于 $O_M-X_MY_MZ_M$ 坐标系的转换关系矩阵为 M_T 。则舱板在 $O_M-X_MY_MZ_M$ 坐标系下的位姿为 $[{}^M_X_T, {}^M_Y_T, {}^M_Z_T, {}^M_A_T, {}^M_B_T, {}^M_C_T]$, 且存在

$$\begin{cases} {}^M_X_T = 0; & {}^M_Y_T = 0; & {}^M_Z_T = D_1 + D_2 \\ {}^M_A_T = 0; & {}^M_B_T = 0; & {}^M_C_T = 0 \end{cases} \quad (5)$$

式中, D_1 为舱板厚度; D_2 为安全贴合距离。

因此, 可得在理论位置时 $O_D-X_DY_DZ_D$ 坐标系相对于 $O_{Cl}-X_{Cl}Y_{Cl}Z_{Cl}$ 坐标系的转换关系矩阵为 D_T 。

计算舱板预装配时 $O_F-X_FY_FZ_F$ 坐标系相对于 $O_B-X_BY_BZ_B$ 坐标系的矩阵转换关系 B_T 为

$${}^B_T {}^M_T {}^D_T = {}^B_T {}^F_T {}^D_T {}^M_T \quad (6)$$

整理得出

$${}^B_T {}^F_T = {}^B_T {}^M_T {}^D_T {}^M_T^{-1} \quad (7)$$

通过转换关系矩阵 B_T 即得到舱板预装配时主机器人运动位姿参数为 $[{}^B_X_P, {}^B_Y_P, {}^B_Z_P, {}^B_A_P, {}^B_B_P, {}^B_C_P]$ 。

2.2.3 装配误差求解

在主机器人运动至位姿参数 $[{}^B_X_P, {}^B_Y_P, {}^B_Z_P, {}^B_A_P, {}^B_B_P, {}^B_C_P]$ 时, 舱板到达预装配位置。小视场双目特征检测装置对舱板位姿进行测量, 得到此时 $O_D-X_DY_DZ_D$ 坐标系相对于 $O_{Cl}-X_{Cl}Y_{Cl}Z_{Cl}$ 坐标系的矩阵转换关系, 根据矩阵转换关系, 得出 $O_D-X_DY_DZ_D$ 坐标系相对于 $O_M-X_MY_MZ_M$ 坐标系的转换关系矩阵为 M_T 。

$${}^M_T {}^D_T = {}^M_T {}^D_T \quad (8)$$

整理得出

$${}^M_D_T = {}^M_T {}^D_T \quad (9)$$

即得到舱板在 $O_M-X_MY_MZ_M$ 坐标系下的位姿为 $[{}^M_X, {}^M_Y, {}^M_Z, {}^M_A, {}^M_B, {}^M_C]$ 。

计算此时舱板与主框架装配误差为 $[\Delta X_1, \Delta Y_1, \Delta Z_1, \Delta A_1, \Delta B_1, \Delta C_1]$ 。

$$\begin{cases} \Delta X_1 = {}^D_M X_T - {}^D_M X_1 \\ \Delta Y_1 = {}^D_M Y_T - {}^D_M Y_1 \\ \Delta Z_1 = {}^D_M Z_T - {}^D_M Z_1 \\ \Delta A_1 = {}^D_M A_T - {}^D_M A_1 \\ \Delta B_1 = {}^D_M B_T - {}^D_M B_1 \\ \Delta C_1 = {}^D_M C_T - {}^D_M C_1 \end{cases} \quad (10)$$

2.3 卫星装配位姿误差补偿方法

卫星装配位姿误差补偿方法是通过测量舱板与主框架的位姿与偏

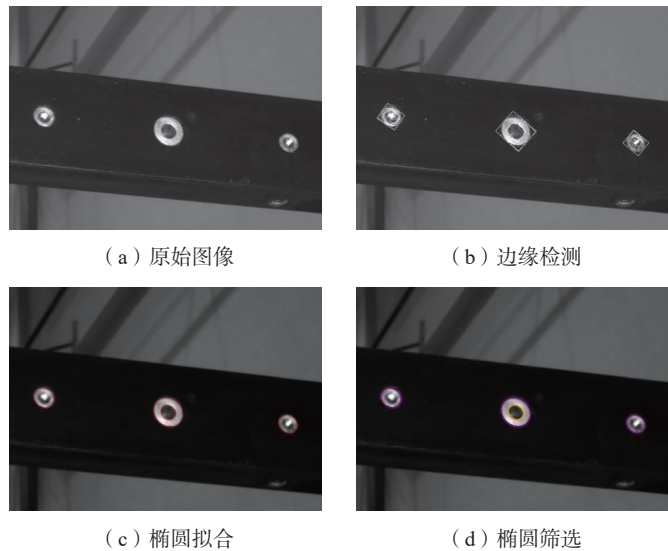


图6 卫星主框架特征孔图像

Fig.6 Satellite main frame feature hole image

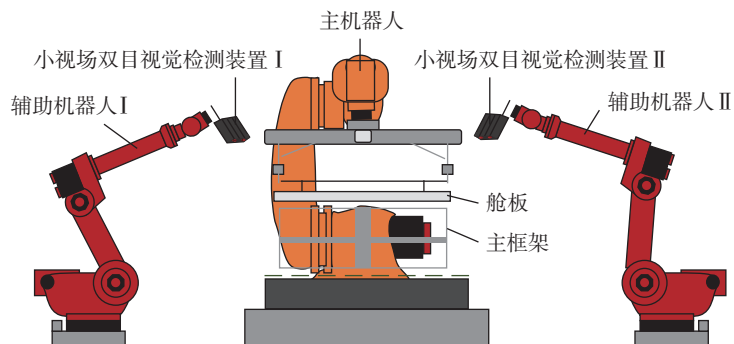


图7 卫星舱板位姿测量示意图

Fig.7 Diagram of satellite deck position and attitude measurement

差后,控制主机器人运动实现对舱板位姿的调整,进而保证卫星舱板与主框架装配位姿精度。

图 8 为卫星装配位姿误差补偿流程图。

根据舱板与主框架装配误差,定义误差补偿舱板在 $O_M-X_M Y_M Z_M$ 坐标系下的位姿参数为 $[\mathop{M}^D X_{R1}, \mathop{M}^D Y_{R1}, \mathop{M}^D Z_{R1}, \mathop{M}^D A_{R1}, \mathop{M}^D B_{R1}, \mathop{M}^D C_{R1}]$ 。

$$\begin{cases} \mathop{M}^D X_{R1} = \Delta X_1 + \mathop{M}^D X_T \\ \mathop{M}^D Y_{R1} = \Delta Y_1 + \mathop{M}^D Y_T \\ \mathop{M}^D Z_{R1} = \Delta Z_1 + \mathop{M}^D Z_T \\ \mathop{M}^D A_{R1} = \Delta A_1 + \mathop{M}^D A_T \\ \mathop{M}^D B_{R1} = \Delta B_1 + \mathop{M}^D B_T \\ \mathop{M}^D C_{R1} = \Delta C_1 + \mathop{M}^D C_T \end{cases} \quad (11)$$

根据式(10),定义误差补偿 $O_D-X_D Y_D Z_D$ 坐标系相对于 $O_M-X_M Y_M Z_M$ 坐标系的矩阵转换关系为 $\mathop{M}^D T_{R1}$ 。

根据式(7),计算误差补偿 $O_F-X_F Y_F Z_F$ 坐标系相对于 $O_B-X_B Y_B Z_B$ 坐标系的矩阵转换关系 $\mathop{B}^F T_{R1}$ 为

$$\mathop{B}^F T_{R1} = \mathop{B}^C T_{M1}^C \mathop{M}^D T_{R1}^D \mathop{F}^F T_1^{-1} \quad (12)$$

根据矩阵转换关系,得到第 1 次卫星装配误差补偿时主机器人运动位姿参数为 $[\mathop{F}^B X_{R1}, \mathop{F}^B Y_{R1}, \mathop{F}^B Z_{R1}, \mathop{F}^B A_{R1}, \mathop{F}^B B_{R1}, \mathop{F}^B C_{R1}]$,并控制主机器人进行误差补偿运动。

根据式(9)和(10),对第 1 次误差补偿完成后的舱板再次进行位姿测量与装配误差计算,得到 $O_D-X_D Y_D Z_D$ 坐标系相对于 $O_M-X_M Y_M Z_M$ 坐标系的矩阵转换关系 $\mathop{M}^D T_2$,舱板在 $O_M-X_M Y_M Z_M$ 坐标系下的位姿为 $[\mathop{M}^D X_2, \mathop{M}^D Y_2, \mathop{M}^D Z_2, \mathop{M}^D A_2, \mathop{M}^D B_2, \mathop{M}^D C_2]$ 。得到舱板与主框架装配误差为 $[\Delta X_2, \Delta Y_2, \Delta Z_2, \Delta A_2, \Delta B_2, \Delta C_2]$ 。

$$\begin{cases} \Delta X_2 = \mathop{M}^D X_T - \mathop{M}^D X_2 \\ \Delta Y_2 = \mathop{M}^D Y_T - \mathop{M}^D Y_2 \\ \Delta Z_2 = \mathop{M}^D Z_T - \mathop{M}^D Z_2 \\ \Delta A_2 = \mathop{M}^D A_T - \mathop{M}^D A_2 \\ \Delta B_2 = \mathop{M}^D B_T - \mathop{M}^D B_2 \\ \Delta C_2 = \mathop{M}^D C_T - \mathop{M}^D C_2 \end{cases} \quad (13)$$

根据舱板与主框架第 2 次装配

误差测量结果,定义第 2 次误差补偿舱板在 $O_M-X_M Y_M Z_M$ 坐标系下的位姿参数,输入 $[\mathop{M}^D X_{R2}, \mathop{M}^D Y_{R2}, \mathop{M}^D Z_{R2}, \mathop{M}^D A_{R2}, \mathop{M}^D B_{R2}, \mathop{M}^D C_{R2}]$ 为

$$\begin{cases} \mathop{M}^D X_{R2} = \Delta X_2 + \mathop{M}^D X_{R1} \\ \mathop{M}^D Y_{R2} = \Delta Y_2 + \mathop{M}^D Y_{R1} \\ \mathop{M}^D Z_{R2} = \Delta Z_2 + \mathop{M}^D Z_{R1} \\ \mathop{M}^D A_{R2} = \Delta A_2 + \mathop{M}^D A_{R1} \\ \mathop{M}^D B_{R2} = \Delta B_2 + \mathop{M}^D B_{R1} \\ \mathop{M}^D C_{R2} = \Delta C_2 + \mathop{M}^D C_{R1} \end{cases} \quad (14)$$

根据式(10),定义第 2 次误差补偿 $O_D-X_D Y_D Z_D$ 坐标系相对于 $O_M-X_M Y_M Z_M$ 坐标系的矩阵转换关系 $\mathop{M}^D T_{R2}$ 。

根据式(7),计算第 2 次误差补偿 $O_F-X_F Y_F Z_F$ 坐标系相对于 $O_B-X_B Y_B Z_B$ 坐标系的矩阵转换关系 $\mathop{B}^F T_{R2}$ 。

$$\mathop{B}^F T_{R2} = \mathop{B}^C T_{M2}^C \mathop{M}^D T_{R2}^D \mathop{F}^F T_1^{-1} \quad (15)$$

根据矩阵转换关系 $\mathop{B}^F T_{R2}$,得到第 2 次卫星装配误差补偿时主机器人运动位姿参数 $[\mathop{F}^B X_{R2}, \mathop{F}^B Y_{R2}, \mathop{F}^B Z_{R2}, \mathop{F}^B A_{R2}, \mathop{F}^B B_{R2}, \mathop{F}^B C_{R2}]$,并控制主机器人进行误差补偿运动。

重复上述卫星装配误差检测与补偿步骤,直至舱板与主框架装配误差 $[\Delta X, \Delta Y, \Delta Z, \Delta A, \Delta B, \Delta C]$ 小于所设阈值 $[\Delta X_t, \Delta Y_t, \Delta Z_t, \Delta A_t, \Delta B_t, \Delta C_t]$,即

$$\begin{cases} \Delta X \leq \Delta X_t; \Delta Y \leq \Delta Y_t; \Delta Z \leq \Delta Z_t \\ \Delta A \leq \Delta A_t; \Delta B \leq \Delta B_t; \Delta C \leq \Delta C_t \end{cases} \quad (16)$$

当满足式(16),则说明基于视觉的卫星舱板与主框架装配位姿误差在线测量与补偿完成。

2.4 力觉感知装配方法

2.4.1 重力补偿

图 9 (a) 所示为主机器人与六维力传感器、夹具、舱板等之间的相对安装位置示意图。由于重力作用(仅考虑静态或低速运动情况)六维力传感器采集的力信息受到夹具、舱板等重力和重心位置的影响,不能完全反映末端装配干涉力情况。因此为了准确反映舱板与主框架装配干涉力,需要进行末端重力补偿。

如图 9 (b) 所示,主机器人携带夹具夹持舱板工装,通过变换主机器人位姿,记录六维力传感器的力信息,采用重力补偿辨识方法,完成对末端负载的重力补偿^[22]。

2.4.2 力觉控制装配

在基于视觉的卫星装配误差在线测量与补偿完成后,需完成舱板与框架的装配贴合,即舱板沿着当前 $O_D-X_D Y_D Z_D$ 坐标系的 Z_D 轴方向移动,直至轴方向装配干涉力 F_{z_0} 满足所

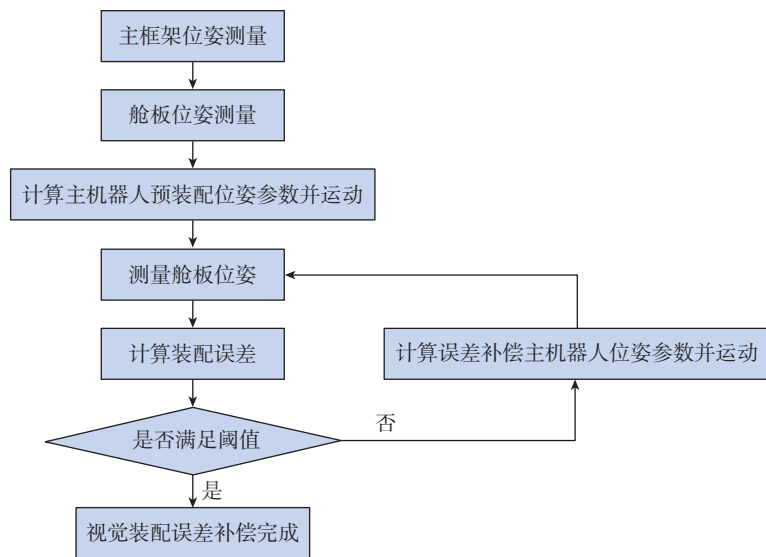


图 8 卫星装配位姿误差补偿流程图

Fig.8 Flow chart of satellite assembly position and attitude error compensation

设阈值 F_t , 即 $F_{z_0} \geq F_t$ 。

为保证舱板沿着当前 $O_D-X_D Y_D Z_D$ 坐标系的 Z_D 轴方向平移, 且装配干涉力 F_{z_0} 达到预设阈值 F_t , 需给定舱板平移的目标值与主机器人移动的贴合目标值为 ${}^B_F X_K, {}^B_F Y_K, {}^B_F Z_K, {}^B_F A_K, {}^B_F B_K, {}^B_F C_K$ 。

假设最后一次误差补偿完成后, 舱板在 $O_M-X_M Y_M Z_M$ 坐标系下的位姿参数为 ${}^M_D X_N, {}^M_D Y_N, {}^M_D Z_N, {}^M_D A_N, {}^M_D B_N, {}^M_D C_N$, 则舱板平移的贴合目标值为 ${}^M_D X_K, {}^M_D Y_K, {}^M_D Z_K, {}^M_D A_K, {}^M_D B_K, {}^M_D C_K$ 。

$$\begin{cases} {}^M_D X_K = {}^M_D X_N \\ {}^M_D Y_K = {}^M_D Y_N \\ {}^M_D Z_K = {}^M_D Z_N - D_1 - D_2 - D_3 \\ {}^M_D A_K = {}^M_D A_N \\ {}^M_D B_K = {}^M_D B_N \\ {}^M_D C_K = {}^M_D C_N \end{cases} \quad (17)$$

式中, D_3 为过贴合距离。

得到舱板平移目标值时 $O_D-X_D Y_D Z_D$ 坐标系相对于 $O_M-X_M Y_M Z_M$ 坐标系的转换关系矩阵为 ${}^M_D T_K$ 。

根据式 (7), 得到舱板平移目标值时 $O_F-X_F Y_F Z_F$ 坐标系相对于 $O_B-X_B Y_B Z_B$ 坐标系的矩阵转换关系 ${}^B_F T_K$ 为

$${}^B_F T_K = {}^B_{Cl} T_M^{Cl} T_D^M T_K^D T_1^F \quad (18)$$

即可计算得到主机器人移动的贴合目标值 ${}^B_F X_K, {}^B_F Y_K, {}^B_F Z_K, {}^B_F A_K, {}^B_F B_K, {}^B_F C_K$ 。

根据上述计算得到的主机器人移动贴合目标值 ${}^B_F X_K, {}^B_F Y_K, {}^B_F Z_K, {}^B_F A_K, {}^B_F B_K, {}^B_F C_K$ 控制主机器人运动。同时, 采用力觉检测装置实时采集并计算 Z_D 轴方向装配干涉力, 并与所设阈值 F_t 做比较, 直至满足条件 $F_{z_0} \geq F_t$, 则控制主机器人停止向贴合目标值 ${}^B_F X_K, {}^B_F Y_K, {}^B_F Z_K, {}^B_F A_K, {}^B_F B_K, {}^B_F C_K$ 运动, 即贴合装配完成。

3 装配试验与分析

3.1 试验条件

试验系统平台如图 10 所示, 主机器人为 SIASUN 公司生产的 SR500A, 两台辅助机器人为 SIASUN 公司生产的 T90A-30 机器人。主机

器人法兰盘末端安装有 SRI 公司生产的 M4347K 六维力传感器, 两台辅助机器人法兰盘末端分别安装有 RVBUST 公司生产的 RVC-P5330 小视场双目视觉检测装置, 此装置由左相机 L 和右相机 R 组成。试验系统平台正上方固定安装有 SCANTECH 公司生产的大视场双目视觉检测装置 E-Track。

试验中使用的模拟卫星主框架重约 100 kg, 模拟卫星舱板重约 50 kg, 安装面尺寸为 500 mm × 1000 mm, 舱板与主框架四周边缘分别设有 $\phi 5$ mm 沉头孔与 M5 螺纹孔, 安装面边缘设有两个 $\phi 6$ mm 销孔, 用于检测舱板与主框架装配精度。试验中 D_1, D_2, D_3 参数分别取 15 mm、10 mm、10 mm。

3.2 装配试验结果与分析

两台辅助机器人分别携带小视场双目视觉检测装置在不同位姿下拍摄相机标定板, 并进行相机标定,

其标定结果见表 1。

采用上述机器人手眼标定方法完成 $O_C-X_C Y_C Z_C$ 坐标系与 $O_B-X_B Y_B Z_B$ 坐标系间的转换关系标定, $O_{Cl}-X_{Cl} Y_{Cl} Z_{Cl}$ 坐标系、 $O_{CII}-X_{CII} Y_{CII} Z_{CII}$ 坐标系分别与 $O_B-X_B Y_B Z_B$ 坐标系间的转换关系标定, $O_{Cl}-X_{Cl} Y_{Cl} Z_{Cl}$ 坐标系与 $O_{CII}-X_{CII} Y_{CII} Z_{CII}$ 坐标系间的转换关系标定。采用上述舱板与主机器人法兰盘标定方法, 完成 $O_D-X_D Y_D Z_D$ 坐标系相对于 $O_F-X_F Y_F Z_F$ 坐标系的转换关系标定。其标定结果见表 2。

两台小视场双目视觉检测装置检测主框架位姿与舱板当前位姿, 计算得到主机器人预装配位姿参数, 控制主机器人运动至预装配位置。小视场双目视觉检测装置对舱板位姿进行测量, 求解装配误差。根据卫星装配误差计算误差补偿主机器人运动参数, 并控制主机器人进行装配误差补偿运动。重复上述操作, 直至舱

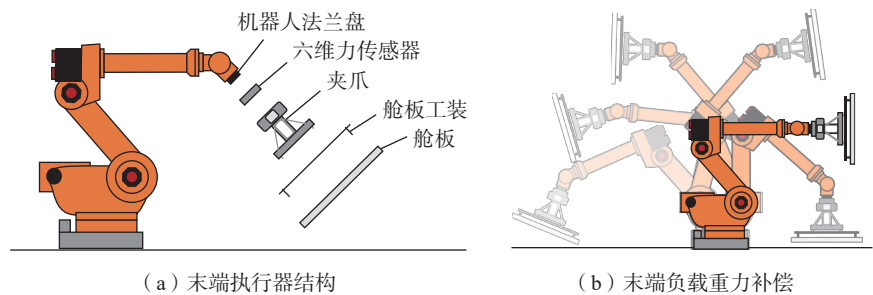


图 9 主机器人末端执行器结构与末端负载重力补偿示意图

Fig.9 Diagram of main robot end actuator structure and end load gravity compensation

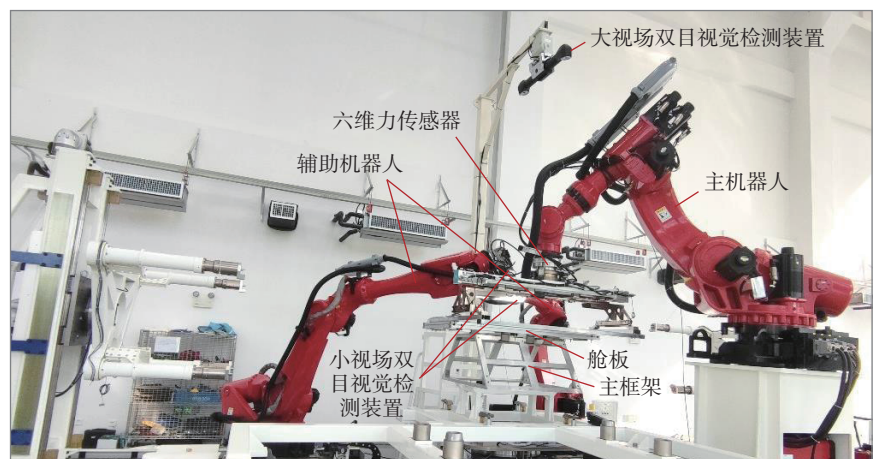


图 10 卫星装配试验系统平台

Fig.10 Satellite assembly experiment system platform

表 1 相机标定参数

Table 1 Camera calibration parameters

编号	内参数矩阵	畸变系数	本征矩阵	基础矩阵	旋转平移矩阵
L_1	$\begin{bmatrix} 3580.35 & 0.00 & 1223.88 \\ 0.00 & 3578.42 & 995.14 \\ 0.00 & 0.00 & 1.00 \end{bmatrix}$	$k_1=-0.068$ $k_2=0.166$ $k_3=0.0014$ $p_1=0.0026$ $p_2=-0.24$	$\begin{bmatrix} -0.07 & -31.68 & 0.23 \\ -30.96 & -0.52 & 176.13 \\ -0.067 & -176.00 & -0.59 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 8.38e^{-10} & 3.76e^{-7} & -3.84e^{-4} \\ 3.67e^{-7} & 6.13e^{-4} & -7.93e^{-3} \\ -3.63e^{-4} & 7.00e^{-3} & 1 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0.94 & 0.00 & 0.34 & -176.00 \\ 0.00 & 0.99 & 0.00 & 0.33 \\ -0.34 & 0.00 & 0.94 & 31.68 \\ 0.00 & 0.00 & 0.00 & 1.00 \end{bmatrix}$
R_1	$\begin{bmatrix} 3581.49 & 0.00 & 1229.47 \\ 0.00 & 3580.91 & 993.17 \\ 0.00 & 0.00 & 1.00 \end{bmatrix}$	$k_1=-0.055$ $k_2=-0.02$ $k_3=-0.0006$ $p_1=-0.0002$ $p_2=0.85$			
L_2	$\begin{bmatrix} 3569.83 & 0.00 & 1219.93 \\ 0.00 & 3569.70 & 1019.48 \\ 0.00 & 0.00 & 1.00 \end{bmatrix}$	$k_1=-0.066$ $k_2=0.081$ $k_3=0.001$ $p_1=-0.0005$ $p_2=0.14$	$\begin{bmatrix} 0.12 & -30.66 & -0.08 \\ -29.47 & -0.28 & 176.62 \\ 0.64 & -176.42 & -0.17 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} -2.02e^{-9} & 5.17e^{-7} & -5.20e^{-4} \\ 4.97e^{-7} & 4.77e^{-9} & -1.13e^{-2} \\ -5.28e^{-4} & 9.99e^{-3} & 1 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0.94 & 0.00 & 0.33 & -176.42 \\ 0.00 & 1.00 & 0.00 & -0.05 \\ -0.33 & 0.00 & 0.94 & 30.66 \\ 0.00 & 0.00 & 0.00 & 1.00 \end{bmatrix}$
R_2	$\begin{bmatrix} 3569.09 & 0.00 & 1221.95 \\ 0.00 & 3569.19 & 987.84 \\ 0.00 & 0.00 & 1.00 \end{bmatrix}$	$k_1=-0.087$ $k_2=0.372$ $k_3=-0.0006$ $p_1=-0.0004$ $p_2=-0.903$			

表 2 坐标系标定

Table 2 Coordinate system calibration

${}^C_B T$	${}^B_{Cl} T$	${}^B_{CII} T$	${}^{Cl}_{CII} T$	${}^E_D T$
$\begin{bmatrix} 0.97 & -0.15 & -0.16 & 177.29 \\ -0.07 & -0.89 & 0.43 & -247.18 \\ -0.21 & -0.41 & -0.88 & 5986.16 \\ 0.00 & 0.00 & 0.00 & 1.00 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0.30 & -0.94 & -0.18 & 2310.82 \\ -0.94 & -0.33 & 0.12 & 1732.98 \\ -0.17 & 0.13 & -0.98 & 1738.29 \\ 0.00 & 0.00 & 0.00 & 1.00 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0.19 & -0.97 & -0.17 & 2095.04 \\ -0.97 & -0.21 & 0.14 & 306.38 \\ -0.17 & 0.14 & -0.98 & 1713.23 \\ 0.00 & 0.00 & 0.00 & 1.00 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0.99 & -0.12 & -0.02 & 1276.00 \\ 0.12 & 0.99 & -0.02 & 664.42 \\ 0.02 & 0.01 & 0.99 & -112.90 \\ 0.00 & 0.00 & 0.00 & 1.00 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0.01 & 0.99 & -0.04 & 34.21 \\ -0.99 & 0.02 & 0.06 & 12.92 \\ 0.06 & 0.04 & 0.99 & 501.99 \\ 0.00 & 0.00 & 0.00 & 1.00 \end{bmatrix}$

板与主框架装配误差小于所设阈值，试验中设置的阈值为 $\Delta X_{\text{阈}}=\Delta Y_{\text{阈}}=\Delta Z_{\text{阈}}=\pm 0.05 \text{ mm}$ 、 $\Delta A_{\text{阈}}=\Delta B_{\text{阈}}=\Delta C_{\text{阈}}=\pm 0.005^\circ$ 。采用基于视觉的卫星装配误差测量与补偿，单次试验的卫星装配位姿误差变化过程如图 11 所示。从数据变化情况得出，采用上述方法可以实现对卫星装配误差的补偿，并且逐步达到所设阈值。

在视觉装配误差补偿后，控制主机器人沿 $O_D-X_D Y_D Z_D$ 坐标系的 Z_D 轴方向平移，六维力传感器实时采集装配干涉力 F_{Z_0} ，当 F_{Z_0} 达到设定的阈值 F_t 后，控制主机器人停止向贴合目标运动，其中力控中的干涉力阈值为 35 N。装配完成后通过六维力传感器测量装配干涉力，其部分试验测量结果如图 12 所示。可以得出，采用上

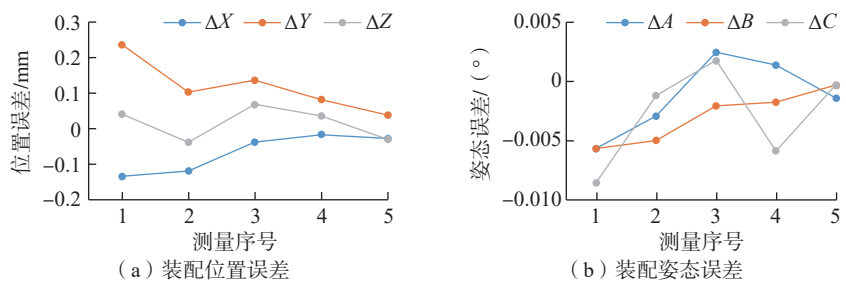


图 11 卫星装配位姿误差补偿过程误差变化

Fig.11 Error variation in satellite assembly position and attitude error compensation process

述方法可以实现对卫星装配干涉力的控制，保证装配干涉力低于 50 N。

图 13 所示为卫星装配完成后，采用柱式塞规对舱板与主框架的装配结果进行插销精度测量。由于销孔直径为 6.00 mm，因此选用塞规直径为 5.80~6.00 mm，间隔 0.01 mm，塞规直径精度为 0.001 mm。

图 14 为卫星装配误差补偿测量结果。可以得出，采用本文所述方法进行卫星舱板与主框架装配误差检测与补偿可以保证装配精度优于 0.2 mm，满足实际卫星装配精度要求。

4 结论

本文针对卫星总装阶段舱板与

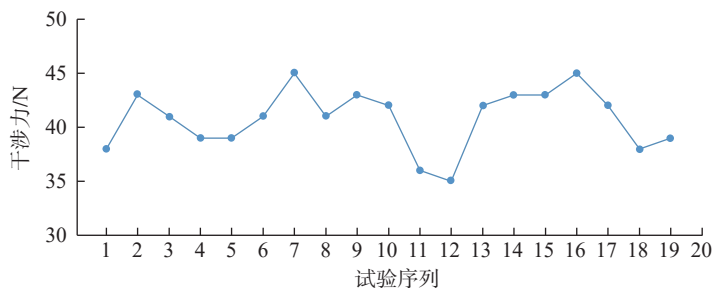


图 12 装配干涉力测量结果

Fig.12 Measurement results of assembly interference force

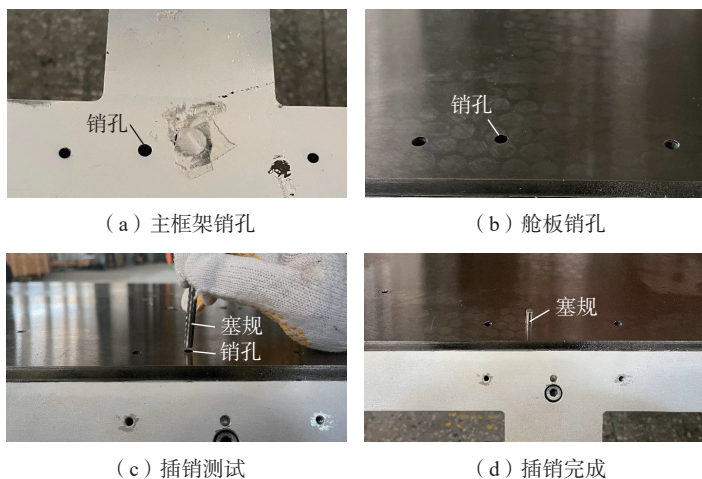


图 13 卫星装配误差补偿试验精度测量过程

Fig.13 Precision measurement process of satellite assembly error compensation experiment

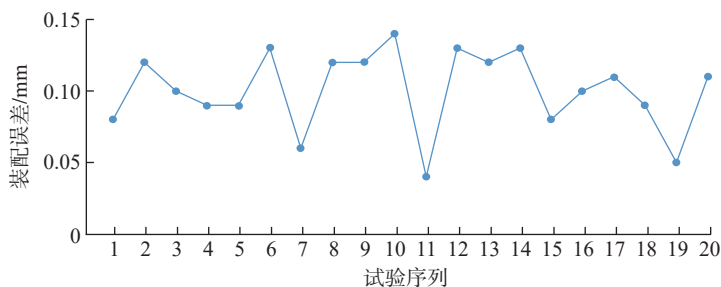


图 14 卫星装配误差补偿试验精度测量结果

Fig.14 Precision measurement results of satellite assembly error compensation experiment

主框架装配精度低、装配干涉力过大的问题,提出了一种融合视觉与力觉的卫星装配误差在线测量与补偿方法:通过视觉检测装置在线测量舱板与主框架装配过程误差,并建立舱板与主框架装配误差补偿机制,实现了卫星舱板与主框架高精度装配;同时通过力觉检测装置实时测量舱板与主框架装配过程干涉力,实现了对装配干涉力的控制。本文介绍了融合视觉与力觉的卫星装配误差在

线测量与补偿系统组成及工作原理,提出了系统坐标系标定、装配误差测量、装配误差补偿、力觉控制装配干涉力等关键内容及算法,最后对试验平台与测试数据进行了说明分析。卫星装配试验表明,采用视觉与力觉相结合的卫星装配误差在线测量与补偿方法,可以保证卫星舱板与主框架装配误差在 0.2 mm 以内,且装配干涉力小于 50 N。所采用的方法可以满足实际卫星装配的精度需求与

技术要求。

参考文献

[1] 王洪雨,胡溶溶,喻懋林. 装配仿真技术在卫星装配中的应用[J]. 航空制造技术, 2015, 58(21): 56-58.

WANG Hongyu, HU Rongrong, YU Maolin. Application of assembly simulation technology in satellite assembly[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2015, 58(21): 56-58.

[2] 张名毅,邱增帅,马双庆,等. 小卫星总装技术发展历程与展望[J]. 航天器工程, 2021, 30(6): 106-112.

ZHANG Mingyi, QIU Zengshuai, MA Shuangqing, et al. Development review and prospect of small satellite assembly technology[J]. Spacecraft Engineering, 2021, 30(6): 106-112.

[3] 曾远帆. 基于空间相似性的工业机器人定位精度补偿技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017.

ZENG Yuanfan. Positional error compensation technology for industrial robot based on spatial similarity[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017.

[4] 廖文和田威,李波,等. 机器人精度补偿技术与应用进展[J]. 航空学报, 2022, 43(5): 627142.

LIAO Wenhe, TIAN Wei, LI Bo, et al. Error compensation technology and its application progress of an industrial robot[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(5): 627142.

[5] LUO H, ZHANG K, SU Y, et al. Monocular vision pose determination-based large rigid-body docking method[J]. Measurement, 2022, 204: 112049.

[6] QIAO T Z, CHEN L L, PANG Y S, et al. Integrative binocular vision detection method based on infrared and visible light fusion for conveyor belts longitudinal tear[J]. Measurement, 2017, 110: 192-201.

[7] KONG J, LI Q, YIN Y, et al. Research on the bolt positioning system based on multi-eye vision industrial robots[J]. Shock and Vibration, 2022, 2022: 1-11.

[8] LIU X J, MADHUSUDANAN H, CHEN W Y, et al. Fast eye-in-hand 3-D scanner-robot calibration for low stitching errors[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2021, 68(9): 8422-8432.

[9] TARYUDI, WANG M S. Eye to hand calibration using ANFIS for stereo vision-based object manipulation system[J]. Microsystem Technologies, 2018, 24(1): 305-317.

[10] SHARMA R S, SHUKLA S,

BEHERA L, et al. Position-based visual servoing of a mobile robot with an automatic extrinsic calibration scheme[J]. *Robotica*, 2020, 38(5): 831-844.

[11] KARRAS G C, FOURLAS G K, NIKOU A, et al. Image based visual servoing for floating base mobile manipulator systems with prescribed performance under operational constraints[J]. *Machines*, 2022, 10(7): 547.

[12] 李玮. 机器人同时移动与作业的运动规划研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2020.

LI Wei. Study on motion planning of simultaneous mobile and manipulation of robot[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2020.

[13] 王斌, 吴丹, 盖宇航. 面向机器人精密装配的高精度圆片位姿视觉检测[J/OL]. *机械工程学报*, [2023-02-06]. <http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2187.TH.20220805.1736.058.html>.

WANG Bin, WU Dan, GAI Yuhang. High-precision wafer pose visual detection for robot precise assembly[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, [2023-02-06]. <http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2187.TH.20220805.1736.058.html>.

[14] 杜福洲, 叶晗鸣. 基于视觉的大尺度部件相对位姿实时测量方法研究[J]. *航空制造技术*, 2021, 64(6): 34-40, 47.

DU Fuzhou, YE Hanming. Research on real-time relative pose measurement method of large-

scale components based on vision[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2021, 64(6): 34-40, 47.

[15] 胡瑞钦, 隆昌宇, 张立建. 视觉与力觉结合的卫星部件机器人装配[J]. *光学精密工程*, 2018, 26(10): 2504-2515.

HU Ruiqin, LONG Changyu, ZHANG Lijian. Robotic assembly technology for satellite components based on visual and force information[J]. *Optics and Precision Engineering*, 2018, 26(10): 2504-2515.

[16] 季旭全, 王君臣, 赵江地, 等. 基于机器人与视觉引导的星载设备智能装配方法[J]. *机械工程学报*, 2018, 54(23): 63-72.

JI Xuquan, WANG Junchen, ZHAO Jiangdi, et al. Intelligent robotic assembly method of spaceborne equipment based on visual guidance[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2018, 54(23): 63-72.

[17] KIM B, CHOI M, SON S W, et al. Vision-force guided precise robotic assembly for 2.5D components in a semi structured environment[J]. *Assembly Automation*, 2021, 41(2): 200-207.

[18] MA Y Q, DU K, ZHOU D F, et al. Automatic precision robot assembly system with micro-scopic vision and force sensor[J]. *International Journal of Advanced Robotic Systems*, 2019, 16(3): 172988141985161.

[19] DUAN J J, LIU Z C, BIN Y M,

et al. Payload identification and gravity/inertial compensation for six-dimensional force/torque sensor with a fast and robust trajectory design approach[J]. *Sensors (Basel, Switzerland)*, 2022, 22(2): 439.

[20] 胡瑞钦, 张立建, 孟少华, 等. 基于柔顺控制的航天器大部件机器人装配技术[J]. *机械工程学报*, 2018, 54(11): 85-93.

HU Ruiqin, ZHANG Lijian, MENG Shaohua, et al. Robotic assembly technology for heavy component of spacecraft based on compliance control[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2018, 54(11): 85-93.

[21] 罗威, 李明富, 赵文权, 等. 基于力-位图像学习的工业机器人柔顺装配方法研究[J]. *机械工程学报*, 2022, 58(21): 69-77.

LUO Wei, LI Mingfu, ZHAO Wenquan, et al. Research on flexible assembly method of industrial robot based on force-pose-image learning[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2022, 58(21): 69-77.

[22] 李根. 飞机襟翼机器人辅助装配柔顺控制技术[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2021.

LI Gen. Robot aided assembly compliance control technology for aircraft flap[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2021.

通讯作者: 田威, 教授, 博士, 研究方向为航空航天机器人智能装配技术与装备。

Online Measurement and Compensation of Satellite Assembly Errors Based on Vision and Force Sensing

LI Pengcheng¹, ZHANG Qi¹, ZHANG Dawei², WANG Zhongkang¹, YE Changjun¹, LIU Feng³, TIAN Wei¹

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

2. China Academy of Space Technology, Beijing 100081, China;

3. CASIC Space Engineering Development Co., Ltd., Beijing 100854, China)

[ABSTRACT] Aiming at the problems of low assembly accuracy and large assembly interference force of the deck and main frame during the robot satellite assembly stage, an online measurement and compensation method of satellite assembly error combining vision and force perception is proposed. An online measurement system for the assembly error of the satellite deck and the main frame is established by using the visual inspection device. The binocular calibration, robot hand-eye calibration, and relative pose calibration of other components have been completed. A method for compensating the assembly error of the satellite deck and main frame is proposed. The real-time measurement and accurate compensation of assembly error are realized. The robot terminal load identification and gravity compensation are completed by force sensing device. The interference force between the satellite deck and the main frame assembly is measured in real-time, and the satellite flexible assembly is realized. The experimental results show that the assembly error of the deck and main frame is controlled within 0.2 mm and the assembly interference force is less than 50 N after the online measurement and compensation of the satellite assembly error with the fusion of vision and force perception is adopted. It meets the precision requirements of satellite assembly, and proves the effectiveness and stability of the proposed method.

Keywords: Satellite assembly; Online measurement; Visual inspection; Hand-eye calibration; Force inspection; Multi-robot (责编 阳光)