文章编号:1004-2539(2019)02-0079-06

DOI:10.16578/j.issn.1004.2539.2019.02.015

# 在轨组装机器人抓取机构设计与控制系统研究

朱嘉琦<sup>1,2</sup> 韩哈斯敖其尔<sup>1,2</sup> 于 鹏<sup>1</sup> 韩 康<sup>1,2</sup> 吴清文<sup>1</sup> (1中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033) (2中国科学院大学, 北京 100049)

**摘要** 根据在轨组装空间望远镜关键技术的研究需求,为有效实施在轨组装服务,设计了在轨 组装机器人及子镜组装分系统的地面验证方案,并对组装机器人的末端抓取机构进行设计分析。该 抓取机构采用插入式抓取、胀紧式锁紧方案。同时,对组装机器人的控制系统方案进行详细阐述; 经过分析计算,该设计能够满足在轨组装空间望远镜地面验证阶段的应用需求。

关键词 在轨组装 抓取机构 闭环控制

## Research of Design and Control System of Grab Mechanism of On-orbit Assembly Robot

Zhu Jiaqi<sup>1,2</sup> Han Hasiaoqier<sup>1,2</sup> Yu Peng<sup>1</sup> Han Kang<sup>1,2</sup> Wu Qingwen<sup>1</sup>

(1 Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Science, Changchun 130033, China)

(2 University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

**Abstract** According to the requirement of the key technology research mission of on-orbit assembly space telescope and in order to implement the on-orbit assembly service effectively, the ground verification scheme of the on-orbit assembly robot and sub-mirror assembly sub-system is designed, the end grab mechanism of the assembly robot is designed and analyzed. The scheme of inserting grasp and expanding lock is adopted in the grasp mechanism, and the control system of the assembly robot is also described. After the calculation and analysis, this design can meet the application requirements of the on-orbit assembly space telescope during the ground verification phase.

Key words On-orbit assembly Grab mechanism Closed-loop control

0 引言

无人在轨组装是指借助空间机器人、机械臂等 智能装置,通过地面遥控或自主运行进行空间设备 组装的操作或航天器直接利用自主交会对接完成在 轨组装任务<sup>[1]</sup>。

20世纪末,美国开始投入大量资金开展以高自 主性的空间交会对接技术为基础的在轨组装试验研 究。其中最具代表性的就是"实验卫星系统"(XSS) 计划和"轨道快车"(Orbital Express)计划。XSS计划 包括 XSS-10、XSS-11<sup>[2]</sup>,两颗卫星分别于 2003、 2005年底发射;XSS-10、XSS-11的成功运行,验证 了无人航天器在轨自主交会的能力。"轨道快车"计 划于 1999年末提出,该项目由服务星 ASTRO 和目标 星 NEXTSat 两部分组成;ASTRO 安装有对接机构的 主动部分、交会对接敏感器、机械臂等关键部件, 可以对目标星实施自主捕获与对接、模块替换等操 作,而目标星 NEXTSat 则是负责模拟故障星和轨道 存储平台。"轨道快车"是一种维修卫星的太空机 器人,能自主交会和对接;对在轨卫星补给燃料、 更换元件、升级设备的卫星。大体工作过程如下: ①自主捕获卫星。ASTRO卫星靠近 NEXTSat 卫星时, 利用机械手前端照相机获取的图像,自主捕获 NEXTSat,甚至在相对移动速度和初始偏差很大的 情况下仍能够顺利完成任务。②自主定位及对接。 ASTRO 慢慢靠近 NEXTSat,将其捕获,利用机械手 进行定位,并进行对接。③自主视频监测。对接以 后,对卫星将要进行机械操作的位置进行视频监测, 监测点包括旋转机械装置、天线、接口界面、相机 和太阳能电池板等。④自主更换组件。标准备件包 括电池、飞行计算器、科学仪器以及其他可替换的 组件。在被损坏或需要更新的部件被代替后,开始 实际的维修操作<sup>33</sup>。"轨道快车"计划与XSS计划相 比,具有更高的自主性和可用性,不仅可以对合作 目标进行捕获对接,还可以进行对非合作目标的捕 获。"轨道快车"计划的成功,标志着美国的无人自 主在轨组装技术已经达到了国际领先水平。2016年, 欧空局为瑞士洛桑联邦理工学院的研究人员开展立 方星自主对接技术研究提供部分基金,该项目将是 实现立方星在轨组装成更大型的航天器(例如,大型 望远镜镜片和射频天线等)的第一步。利用立方星对 接技术进行航天器在轨组装,将使航天器尺寸突破 火箭整流罩的尺寸限制<sup>14</sup>。

掌握载人航天技术的几个国家,都在进行在轨 组装相关研究。俄罗斯是世界上在轨组装次数较多 的国家,其在轨实现技术水平曾一度处于世界领先 地位。典型的在轨组装的案例有和平号、礼炮号空 间站的建立等<sup>[5]</sup>。目前,中国的在轨组装技术尚不 成熟<sup>[6]</sup>。

随着科技的发展,对于大口径、高分辨率望远 镜的需求越来越大。从1996年开始,美国航空宇航 局向全国招标,寻找一个极端精密的新式空间望远 镜计划,"詹姆斯韦伯空间望远镜"由此诞生。詹姆 斯·韦伯太空望远镜的质量为6.2t,约为哈勃空间 望远镜(11 t)的一半。主反射镜由铍制成,口径达到 6.5 m, 面积为哈勃太空望远镜的5倍以上。詹姆 斯·韦伯望远镜的镜面系统包括主镜、次镜和三镜, 主镜的结构是最复杂的,由许多个子镜拼接而成 的四。主镜的直径的比发射它用的火箭更大。主镜被 分割成18块六角形的镜片,发射后这些镜片也会采 用在轨组装技术,在高精度的微型马达和波面传感 器的控制下展开。组装装置是由精密马达和齿轮构 成的精密结构,用于移动和调整反射镜表面形状。 该装置可使18块子镜精确排布,像一面整镜一样对 宇宙中的某一物体进行会聚成像<sup>[8]</sup>。

我们工作的主要目的是前期地面验证未来我国 10 m大口径空间望远镜的在轨组装方案的可行性, 并对空间组装机器人末端抓取机构的设计、视觉闭 环控制以及柔性控制等关键技术进行攻关。空间望 远镜在轨组装系统的主要特点是主镜由超轻分块子 镜组成,发射时主镜支撑框架收拢为一个卫星可接 收的尺寸,入轨后支撑框架展开,借助在轨组装机 器人将各子镜组件安装到支撑框架相应位置,形成 主镜系统。

在轨组装技术对于我国航天事业具有很大意义。

对于大口径主镜在轨组装技术而言,抓取机构的设 计是至关重要的<sup>[9]</sup>。因此,本文中主要针对空间望远 镜在轨组装机器人末端的抓取机构及其控制系统方 案进行研究,以满足在轨组装空间望远镜地面验证 阶段的应用需求。

### 1 在轨组装机器人系统概述

在轨组装机器人分系统的主要任务是根据预先 设定的路径和手眼相机的引导,将分块展开的光学 系统子镜模块从存放处抓取、搬运至组装台组装位 置、辅助完成定位、锁紧子镜模块、释放组装完成 的子镜模块,直至所有的子镜模块组装成一个主镜, 组装原理图如图1所示。具体任务如下:

(1)待组装子镜模块的定位与抓取。首先根据预先规划的路径,机械臂带动抓取机构到达指定位置(本项目所采用的是进口史陶比尔TX200机器人),此后在手眼相机的引导下不断接近子镜存放处的待组装子镜,当接近到一定程度后(此时手眼相机失效),在六维力传感器的反馈信息下,对机械臂进行力闭环控制,从而带动抓取机构沿抓取孔缓慢试探性移动,最终抓取机构到达指定位置,完成抓取。

(2)子镜模块的搬运。成功抓取待组装子镜模 块后,机械臂按照预定规划路径将子镜模块搬运至 指定位置,此后在手眼相机的引导下子镜模块以特 定位姿逐渐接近组装平台。

(3)子镜模块的组装,包括定位与锁紧。在六 维力传感器的反馈信息下,对机械臂进行力闭环控 制,从而带动子镜模块缓慢移动,最终完成子镜模 块的定位,并辅助完成锁紧。

(4)释放组装完成的子镜模块,按预定规划路 径返回到初始位置,准备下一个子镜模块的组装 任务。

### 2 机器人及子镜组装分系统组成

机器人及子镜组装分系统应包括机械臂、抓取 机构、视觉测量系统(含手眼相机)等,如图2所示为 机器人及子镜组装分系统构成示意图。

### 2.1 机械臂的选择

对于组装机械臂的选择,国产机器人虽然价格 低廉,但开放性和可靠性以及精度等指标与国外同 类机器人有较大差距。此外,进口机器人在安全防 护等级、用户界面等方面比国产机器人更专业。为 了满足本系统对组装机械臂提出的高精度、高可靠 性以及便于二次开发等要求,选择史陶比尔TX200 机器人作为本系统组装机械臂,该型号机械臂实物



图2 机器人及子镜组装分系统构成示意图

图如图3所示。

该型号机械臂能承 受的最大负载为130 kg, 重复精度为±0.06 mm。 且各关节运动学与动力 学参数如表1所示。

利用该机械臂对子 镜模块进行搬运操作时, 第2、3、5关节受到的力 矩最大,利用表1中最大



图3 TX200机械臂实物图

表1 TX200各关节运动学与动力学参数

轴	1	2	3	4	5	6
范围/(°)	360	235	285	540	240	540
最大速度/((°)/s)	160	160	160	260	260	400
角分辨率/((°)×10 <sup>-6</sup> )	30	30	35	37	85	59
最大力矩/(N·m)	3 100	2 600	1 580	560	560	290

力矩以及与其对应的力臂可以计算出2、3、5关节分 别能承受的末端最大载荷分别为99.5 kg、94 kg、 110.7 kg,由于超轻分子镜模块的质量在45 kg左右, 因此该机械臂完全能满足使用要求。 组装机械臂的工作模式主要如下:

(1)待机模式:机器人控制器上电后的缺省工 作模式。在该模式下,能够进行关节、抓取机构、 手眼相机等的上下电操作,机器人参数初始化操作, 机器人在该模式下不运动。

(2)机械臂手动模式:操作人员通过主控计算机利用预设路径信息、手眼相机测量信息、六维力传感器测量信息等,向机械臂多个关节和末端抓取机构发送期望数据,控制机械臂的运动和抓取机构的动作。期望数据可以是实时关节角或者实时末端位姿指令。

(3)机械臂开环控制自动模式:主控计算机利用预先编好的路径程序,按时序发送期望数据到机械臂多个关节,控制机械臂运动。期望数据可以是关节指令集或者末端位姿指令。

(4)机械臂视觉闭环控制自动模式:主控计算机利用预先编好的程序,根据预设路径信息、手眼相机测量信息等,按时序发送期望数据到机械臂多个关节,控制机械臂运动。期望数据可以是关节指令集或者末端位姿指令。

(5)机械臂力闭环控制自动模式:主控计算机 利用预先编好的程序,根据六维力传感器测量信息, 按时序发送期望数据到机械臂多个关节和末端抓取 机构,控制机械臂的运动和抓取机构的动作。期望 数据可以是关节指令集或者末端位姿指令。

图4为组装机器人实验示意图。

### 2.2 抓取机构设计

对于大口径主镜在 轨组装技术来说,抓取 机构设计至关重要。抓 取机构不仅应具有定位 精度高、抓取力大、抓 取方便可靠、结构简单



图4 机器人工作实验图

紧凑等特点,而且还应考虑组装子镜时所用的手眼 相机的安装布置与抓取机构组成的整体方案的合理 性。手眼相机在子镜模块抓取组装过程中必须没有 盲区,子镜组装过程中不应产生干涉,相机的走线 需合理,不影响抓取进程。

2.2.1 抓取机构总体方案

组装机器人末端应连接抓取机构组件,其三维 概念模型如图5所示,其组成依次为1六维力传感 器、2相机、3行程开关、4抓取机构安装座、5抓 取头。

本方案拟采用插入式抓取、胀紧式锁紧方案, 机械臂在手眼相机的引导下带动抓取机构逐渐接近 子镜模块,当抓取机构 按设定姿态到达子镜模 块前端预定位置后(此时 手眼相机失效),机械臂 带动抓取机构平行往前 移动,此时两个圆柱形 抓取头(直径76 mm)逐渐 进入子镜模块两个抓取 孔(直径81 mm)中。

由于零部件加工、 装配以及机器人位姿控 制、手眼相机位姿信息 获取等各个环节都存在 误差,从而造成抓取头 中心与子镜模块抓取孔 中心不重合,因此抓取



图5 末端抓取机构三维模型



图6 抓取机构实物图

头前进过程中有可能与子镜模块内孔壁面先接触受 力,此时在六维力传感器的检测下感知偏心力的存 在,并且调整位姿继续前进。当安装座上的限位开 关被触发后机器人停止前进。

此后抓取头内部电机开始工作,并带动3个胀紧 爪逐渐向外伸出。由于抓取头中心与子镜模块抓取 孔中心有一定偏心量,因此胀紧爪在伸出过程中部 分胀紧爪与子镜模块内孔壁面先接触受力,此时在 六维力传感器的检测下感知偏心力的存在,抓取头 电机停转,胀紧爪停止伸出,此时中央控制器控制 机器人沿受力减小方向平行运动。当六维力传感器 检测到的作用力消失时,机器人停止移动,电机启 动,胀紧爪继续伸出。反复上述过程最终实现抓取 头对子镜模块的胀紧抓取动作。

这种插入式抓取机构不仅有利于对中与导向, 而且抓取力可以做得很大、机构简单可靠。抓取机 构中心易于设计成中空,这种设计有利于抓取机构 前端相机走线,可有效避免线缆对在轨组装机器人 抓取和拼装动作的影响。

2.2.2 抓取机构内部结构组成

抓取机构内部结构如图7所示。图中,1为伺服 电机,2为电机座,3为谐波减速器,4为抓取机构 安装座,5为轴端连接器,6为轴承套杯,7为螺旋 盘轴,8为轴承外圈挡圈,9为抓取头外壳,10为轴 承,11为胀紧爪。

具体机构设计方案如下:电机经谐波减速器传动系统带动螺旋盘转动,该螺旋盘一端面具有阿基 米德平面螺纹,3个带有阿基米德平面螺纹的胀紧爪 120°均匀分布于导向槽内,并与螺旋盘啮合。当电



机谐波减速器减速后带动螺旋盘转动,螺旋盘的转动使得与其啮合的3个胀紧爪同时沿其导向槽径向移动,实现胀紧和松开的运动。阿基米德螺旋传动结构如图8所示。

2.2.3 抓取机 构胀紧力计算 为了验证本 方案所选电机是 否能够满足使用



图8 阿基米德螺旋传动结构

要求,对抓取机构的重要部位进行受力分析。螺旋 盘受力分析情况如图9所示,有

$\sum \boldsymbol{M}_{o} = \boldsymbol{T} - 3\boldsymbol{P}_{t}\boldsymbol{h} - 3\boldsymbol{F}_{Pt}\boldsymbol{h} =$	0	(1	)
---	---	----	---

$$F_{P_t} = F_P \cos \alpha \tag{2}$$

 $F_P = Pf_1 \tag{3}$ 

$$P_t = P \sin \alpha \tag{4}$$

式中,*T*为谐波减速器作 用于螺旋盘轴的力矩;α 为平面螺旋线螺旋角;f<sub>1</sub> 为螺旋盘轴平面螺纹与 胀紧爪端面螺纹间的摩 擦因数;P为螺旋盘与胀 紧爪接触点受力。

图9 螺旋盘受力分析图

联立式(1)~式(4)得

$$P = \frac{I}{3h(\sin\alpha + f_1 \cos\alpha)}$$
(5)

因此,得到

$$P_r = P\cos\alpha = \frac{T\cos\alpha}{3h(\sin\alpha + f_1\cos\alpha)}$$
(6)

胀紧爪受力分析情况如图10所示,有

$$\sum \boldsymbol{F}_{x} = N_{A} - N_{B} = 0 \tag{7}$$

$$\sum \mathbf{F}_{y} = P'_{r} - F - N_{B}f_{2} - N_{A}f_{2} = 0$$
(8)

$$\sum \mathbf{M}_{B} = N_{A}a + N_{A}f_{2}d - P'_{r}c - Fb = 0$$
(9)

式中, $f_2$ 为胀紧爪侧面凸台与外壳导向凹槽间的摩擦因数。

联立式(7)~式(9)得  

$$F = \frac{a + f_2 d - 2f_2 c}{a + 2f_2 b + f_2 d} P'_r$$
(10)



由谐波减速器传动系统得到

 $T = Mi \tag{11}$ 

由于*P*,和*P*,为一对大小相等、方向相反的作用 力和反作用力,将式(6)、式(11)代入式(10)得到电 机驱动力矩*M*与胀紧爪胀紧力*F*之间的关系式为

$$F = \frac{i(a + f_2 d - 2f_2 c)\cos\alpha}{3h(\sin\alpha + f_1 \cos\alpha)(a + 2f_2 b + f_2 d)}M$$
 (12)

取 $\alpha$ =20°、 $f_1$ =0.15、 $f_2$ =0.15、i=120、a=25 mm、b=20 mm、c=12 mm、d=5 mm、h=20 mm、并代入式(12)得

$$F=2714.68 M$$
 (13)

子镜模块质量 m=45 kg,根据公式  $F_f \leq mg \cos \theta$ ,则 $F_f \leq 67.5 \text{ N}_{\odot}$ 

本方案所选择的伺服电机额定转矩为0.32 N·m, 根据计算得到电机输出额定转矩下的胀紧力可达 868.7 N,电机驱动力矩具有足够的余量,完全满足 使用要求。

## 3 视觉闭环控制和力闭环控制

机器人分系统主控制器由一台主控计算机和电 源电路以及外围电路构成,为保证抓取机构精准地 抓取各个子镜并将其放到组装平台上,机械臂控制 系统具有3种控制方式,即位置控制、视觉控制、力 控制。通过对组装机械臂进行二次开发,可以利用 机械臂本身控制系统获得机械臂的位姿信息,按路 径规划对机械臂进行位置控制。通过安装在抓取机 构上的双目相机采集视觉信息,再通过串口传送到 主控制器,主控制器根据视觉信息,产生机械臂控 制指令,完成对机械臂的实时控制,实现视觉闭环 控制。同时通过安装在抓取机构上的六维力传感器 获取六维力信息,通过解算得出抓取机构所受到的 各个力分量,从而对机械臂位姿进行实时微调整, 实现力闭环控制。机器人分系统控制框图如图11 所示。





图 12 中视觉闭环部分,主要在抓取机构接近子 镜模块和抓取子镜模块后接近组装平台时起作用。 通过双目相机得到靶标立体图像信息,再通过主控 制器解算得出抓取机构目标位姿信息和当前位姿信 息的差值,即(ΔX、ΔY、ΔZ、ΔRx、ΔRy、ΔRz),将 此信息作为主控制器下一步驱动信息,控制机械臂 使抓取机构不断接近目标,直到抓取机构到达指定 位置处,相机失效,图像信息变模糊,此时机械臂 控制模式切换为力闭环控制模式。

力闭环部分,主要在抓取和组装子镜模块时起 作用。由于零部件加工、装配以及机器人位姿控制、 手眼相机位姿信息获取等各个环节都存在误差,因 此在抓取和组装子镜模块时必须利用六维力传感器 的反馈信息实现柔性操作,避免出现抓取和组装动 作失败,产生冲击、碰撞等现象。

整个控制过程中,机械臂与手眼相机和六维力 传感器的配合尤为重要。对于机械臂的主控制器来 说,手眼相机和六维力传感器相当于机械臂的两个 传感器,而最主要的就是使传感器与主控制器协同 工作。机器人及子镜组装分系统控制流程图如图13 所示。

对于目标物体(待组装子镜模块),首先通过路 径规划程序将机械臂末端从起始位置移动到预先规 定的第一控制点(抓取机构抓取头中心位于子镜抓取 孔中心正前方500 mm处),抓取机构到达此位置后 手眼相机能够识别子镜模块上的靶标,此时机械臂 进入视觉闭环控制模式。 此后利用手眼相机提供的视觉信息对组装机械 臂进行视觉控制。视觉测量系统每100 ms更新一次 坐标,机械臂根据实时坐标带动抓取机构缓慢向抓 取孔移动,当抓取机构移动至第二个控制点(抓取机 构抓取头导向部分已进入子镜抓取孔中),手眼相机 失效,机械臂进入力闭环控制模式。



图13 机器人分系统控制流程图

当机械臂切换到力控制模式后,机械臂带动抓 取机构平行往前移动,此时两个圆柱形抓取头(直径 76 mm)逐渐进入子镜模块两个抓取孔(直径 81 mm) 中。由于零部件加工、装配以及机器人位姿控制、 手眼相机位姿信息获取等各个环节都存在误差,从 而造成抓取头中心与子镜模块抓取孔中心不重合, 因此抓取头前进过程中有可能与子镜模块内孔壁面 先接触受力,此时在六维力传感器的检测下感知偏 心力的存在,并且调整位姿继续前进。当安装座上 的限位开关被触发后机器人停止前进。此后抓取头 内部电机开始工作,并带动3个胀紧爪逐渐往外伸 出。由于抓取头中心与子镜模块抓取孔中心有一定 偏心量,因此胀紧爪在伸出过程中部分胀紧爪与子 镜模块内孔壁面先接触受力,此时在六维力传感器 的检测下感知偏心力的存在,抓取头电机停转,胀 紧爪停止伸出,此时中央控制器控制机器人沿受力 减小方向平行运动。当六维力传感器检测到的作用 力消失时,机器人停止移动,电机启动,胀紧爪继 续伸出。反复上述过程最终实现抓取头对子镜模块 的胀紧抓取动作。组装过程和抓取过程类似,当六 维力传感器检测到的力/力矩信息表明,子镜模块重 力已被抵消掉,侧向力基本消失时,就已经说明子 镜模块组装成功,随后抓取机构松开子镜模块,撤 出抓取头,机械臂返回至初始位置,准备组装下一 个子镜模块。

### 4 结论

根据在轨组装空间望远镜地面验证阶段中关键 技术研究任务的需求,详细阐述了机器人及子镜组 装分系统的总体方案,并对组装机器人的末端抓取 系统进行设计分析,采用插入式抓取、胀紧式锁紧 方案,并对组装机器人的控制系统进行详细阐述, 经过计算分析,此部分设计能够满足在轨组装空间 望远镜现阶段的试验需求。

#### 参考文献

- [1] 贾平.国外在轨装配技术发展简析[J].国际太空,2016(12): 61-64.
- [2] 闻新,王秀丽,刘宝忠.美国试验小卫星 XSS-11 系统[J].中国 航天,2006(7):22-25.
- [3] 彭灏.美国"轨道快车"系统及其军事应用[J].现代军事,2007 (12):50-53.
- [4] 系统院.欧洲研究立方星自主对接技术用于航天器在轨组装[J].军民两用技术与产品,2016(19):22.
- [5] 刘杨.复兴之路:从"留里卡"和"礼炮"看俄罗斯航空工业发展新 思维[J].现代兵器,2009(2):19-21.
- [6] 齐冀.火箭在轨组装对接机构研制[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2014:3-8.
- [7] TAYLOR R N. The james webb space telescope takes shape[J]. Astronomy, 2014(8):42-43.
- [8] CHRIS S, DAN L, MARTIN S, et al. Building large telescopes in orbit using small satellites [J]. Acta Astronautica, 2017, 141: 183-195.
- [9] 王克军,董吉洪,宣明,等.空间遥感器大口径反射镜的复合支 撑结构[J].光学精密工程,2016,24(7):1719-1730.

收稿日期: 2018-05-07 修回日期: 2018-06-05

作者简介:朱嘉琦(1994—),女,黑龙江五常人,硕士研究生, 主要研究方向为空间机器人结构设计、力学分析等方面。