

航天器总装过程中基于并联机器人的太阳翼数字化对接技术

Digital Docking Technology of the Solar Array Based on the Parallel Mechanism in the Process of Spacecraft Assembly

北京卫星环境工程研究所 孙刚 刘广通 郭涛 高峰 唐赖颖

[摘要] 太阳翼是提供航天器空间电源的主要形式,太阳翼可靠的对接展开锁定是保证其正常在轨工作与准确对日定向的关键。太阳翼对接是航天器总装实施的重要环节。首先简要分析传统太阳翼对接技术;其次,对并联机器人的技术指标、工作模式、适用工况进行分析,指出并联机器人可以满足太阳翼对接精度和工况要求;最后,提出了基于激光跟踪仪的并联机器人太阳翼对接方法。

关键词: 航天器总装 太阳翼数字化对接 并联机构 激光跟踪测量

[ABSTRACT] The solar array to provide the main form of space power, solar array reliable docking expansion is crucial to ensure its normal work in orbit to date and accurate orientation. solar array is an important part of the spacecraft assembly. Firstly, a brief analysis of traditional solar array docking technology. Secondly, parallel mechanism and laser tracker technical indicators operating mode analysis, states that this system can meet the solar array docking accuracy requirements. Finally, put forward the digital docking technology of the solar array based on the Parallel mechanism and laser tracker.

Keywords: Spacecraft assembly Digital docking technology of the solar array Parallel mechanism Laser tracker

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2015.21.102

太阳翼是由多个太阳能电池板组成的阵列,在空间轨道上将太阳能转换为电能供航天器使用。目前,使用最广泛的太阳翼形式是刚性基板的折叠式太阳翼,主要包括根部铰链、连接架、太阳翼基板等。在航天器发射前,先把各块基板以折叠方式收拢在一起,从航天器发射到入轨,太阳能电池阵依次经历折叠状态、解锁、展开、锁定等阶段^[1]。由于担负着为航天器提供能源的重要任务,太阳翼在发射后是否能顺利展开及正常工作直接影响航天器发射的成败,太阳翼的对接质量直接关系到发射

后能否顺利展开。

数字化柔性总装是航天器总装集成未来的重要发展方向,随着并联调姿技术和姿态测量技术的发展,数字化自动对接成为航天、航空行业解决大型结构高精度对接、安装的重要手段^[2]。并联机构在航空界已有应用先例,激光跟踪仪在各个领域都有广泛的应用,但是基于激光跟踪仪和并联机器人在太阳翼对接过程中的工程应用国内外鲜有报道^[3-6]。

本文设计了一种基于六自由度并联机器人、激光跟踪仪的太阳翼数字化对接方法,根据激光跟踪仪精度测量数据自动驱动并联机器人调姿,实现星体俯仰、偏航、滚动3个指标的单独精确调整,完成太阳翼的高精度、数字化、高效率对接。

1 传统航天器太阳翼对接方法

航天器与太阳翼对接前,太阳翼需要单体展开悬挂在展开架上,展开架主要作用为卸载太阳翼的重力,展开架系统通过机构与太阳翼基板相连,实现太阳翼在展开架上零重力展开和收拢,太阳翼对接分为太阳翼的安装和拆卸两个过程。航天器根据太阳翼对接的姿态精度要求进行姿态调整,为确保太阳翼零重力的展开环境,以及多次对接与分离的重复性与安全性,展开装置系统对星体和太阳翼的对接精度有明确要求,即星体位置和姿态必须满足太阳翼装星条件,如表1所示。

传统卫星太阳翼安装过程中,其安装流程如图1所

表1 星体位置和精度要求

序号	项目	要求
1	俯仰	$\pm 0.2\text{mm/m}$
2	偏航	$\pm 0.2\text{mm/m}$
3	滚动	$\pm 0.2\text{mm/m}$
4	SADA 中心高度与理论值偏差	$\pm 5\text{mm}$
5	星体与模拟墙压紧座高度差	$\pm 1\text{mm}$
6	星体与模拟墙压紧座水平位置差	$\pm 2\text{mm}$

示,卫星处于两轴转台或架车上,依据模拟墙的俯仰、偏航、滚动及压紧座距地面的实测高度,通过经纬仪完成对星体姿态的测量,按照星体与模拟墙的偏差要求微调星体,调整流程如下:一次测量完毕后,根据俯仰、偏航及滚动数据判断调整顺序,原则上先调整偏差最大的指标,每次调整量为读数值的一半,采取逐次逼近的方法调整到位,卸装过程(图2)是安装过程的逆过程,精测和星体姿态调整过程一致。调整过程中,俯仰、偏航、滚动3个指标互相耦合,每调整完一个指标后,均需对其他两项指标进行复测,根据结果进行进一步调整。根据结果进行进一步调整。虽然调整量只有俯仰、偏航和滚动3个变量,但是姿态的调整每一个变量的调整过程繁杂,对操作者操作技能要求高,耗费时间较长^[7-8]。

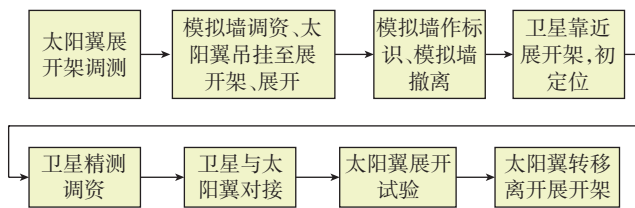


图1 太阳翼安装工艺流程

Fig.1 Solar wing installation process

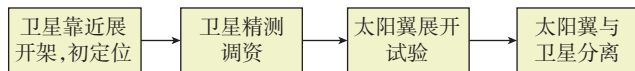


图2 太阳翼卸装工艺流程

Fig.2 Solar wing uninstal process

2 太阳翼数字化对接系统简介

对接系统为激光跟踪仪和并联机器人集成系统,主要包括激光跟踪仪(API)、靶球、测量辅具、并联机器人。各部分主要功能为:(1)激光跟踪仪:建立测量场,通过测量点的坐标来标定动平台与压紧点组成的坐标系之间的关系,得到动平台的初始位姿和目标位姿;(2)靶球:放在靶标点的测量辅具上,用于接受激光跟踪仪发出的红外激光并发射;(3)测量辅具:放于指定靶标点上,用于放置靶球;(4)并联机器人:固连星体,根据轨迹规划调节星体位姿。

2.1 并联机器人

2.1.1 并联机器人结构组成

并联机器人采用6-SPS并联结构作为执行机构,主要包含静平台、SPS支链、动平台、工装适配器和牵引机构,示意图如图3所示。

静平台是整个机构的机架,其下方布置脚轮和支撑结构,牵引装置安装至脚轮上可以实现并联机器人的灵活移动,支撑结构可实现并联机器人的静态锁定;其上方提供SPS支链的连接接口,即虎克铰轴承座。SPS支

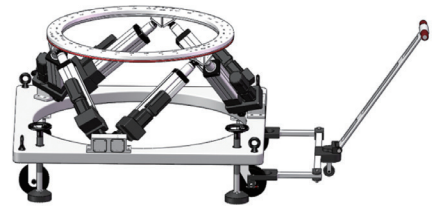


图3 并联机器人结构示意图

Fig.3 Parallel mechanism structure

链采用电动缸或者液压缸形式,为并联机器人提供动力。动平台下方提供SPS支链另一端的连接接口,即球铰座;其上方提供工装适配器的接口;动平台上安装倾角传感器,可以实现并联机器人的初始化调平工作,倾角传感器的精度可达 0.01° ,换算成俯仰和滚动偏差为 0.17mm/m ,满足太阳翼的装星要求。工装适配器是并联机器人与卫星之间的转换接口,太阳翼对接工况中,不同型号对SADA中心距离地面的高度要求不同,工装适配器可实现星体高度的粗略调整。

2.1.2 并联机器人技术指标

并联机器人可实现空间6自由度的姿态调整,在并联机器人整体尺寸小于 $1.7\text{m} \times 7.5\text{m} \times 1\text{m}$,且静平台底盘高度为 300mm 的情况下,可实现 X 、 Y 、 Z 3个方向 $\pm 50\text{mm}$ 的平动调整和绕 X 轴、 Y 轴、 Z 轴3个旋转轴 $\pm 5^\circ$ 的转动调整。并联机器人可实现多自由度的同时调姿,也可以实现不影响其他自由度变化的前提下的单自由度的调姿。结合太阳翼对接过程中卫星姿态的调整幅度,并联机器人的调姿空间可满足太阳翼对接要求。

通过合理的运动控制算法、对运动速度分析(支链输入速度和动平台输出速度的关系)、对装配精度和承载变形的补偿分析、装配完成后的标定等方式,可确保并联机器人的姿态调整精度优于 $\pm 0.1\text{mm}$ 。运动精度满足太阳翼对接中星体位置和姿态精度的调整要求。

2.1.3 并联机器人调姿工作模式

并联机器人在调姿工作过程中,主要工作模式有以下几种:

- (1) 动坐标系相对静坐标系进行姿态调整;
- (2) 动坐标系相对于动坐标系(初始调平时的动坐标系)进行调姿;
- (3) 动坐标系相对于水平坐标系进行调姿(提前建立水平坐标系);
- (4) 以水平坐标系或者静坐标系为基准,指定星体上某两点,以两点确定的轴为旋转轴进行转动姿态调整。

2.1.4 并联机器人的优势

并联机构相比与串联机构具有以下优点:

- (1) 采用并联、闭链杆系结构,在准静态情况下传

动构件理论上仅受拉、压载荷的二力杆,故单位质量的支链结构具有很高的承载能力,系统刚度重量比大;

(2) 结构相对简单,容易实现六自由度运动,控制灵活;

(3) 运动部件惯性的大幅度降低有效地改善了伺服控制器的动态品质,机构响应速度快;

(4) 各关节误差部分能够相互抵消,机械本体的精度较高。

2.2 激光跟踪仪

对接系统集成 API TRACKER III 激光跟踪仪(图 4),具有自动跟踪锁定靶球的功能,可以提供准确的动态和静态坐标及角度测量,是尺寸测量、安装、定位、校正、逆向工程等方面功能强大的计算工具。主要技术指标为:

- (1) 静态精度 5ppm,动态精度 10ppm,坐标重复性 2.5ppm;
- (2) 测量半径优于 30m;
- (3) 水平测量角度范围: $\pm 320^\circ$;
- (4) 垂直测量角度范围: $-80^\circ \sim +60^\circ$;
- (5) 角分辨率:0.05";
- (6) 长度分辨率:0.1 μm 。

2.3 数字化对接系统软件

数字化对接系统集成并联机器人控制系统和激光跟踪仪的数据采集及处理功能,把太阳翼对接工艺纳入软件流程(图 5),系统实现太阳翼数字化自动对接。

2.4 坐标系定义

太阳翼数字化对接系统共 5 个坐标系,每个坐标系定义见表 2。

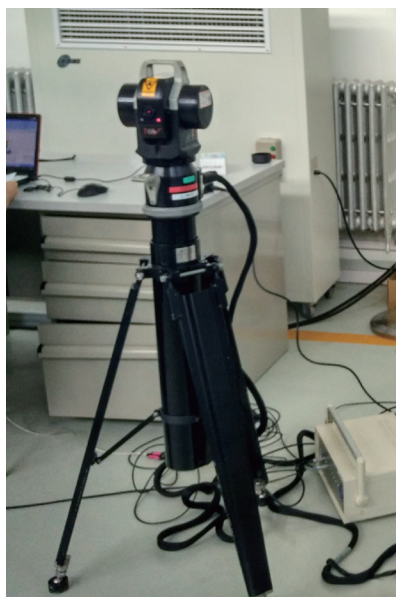


图4 API激光跟踪仪测量系统
Fig.4 API laser tracker

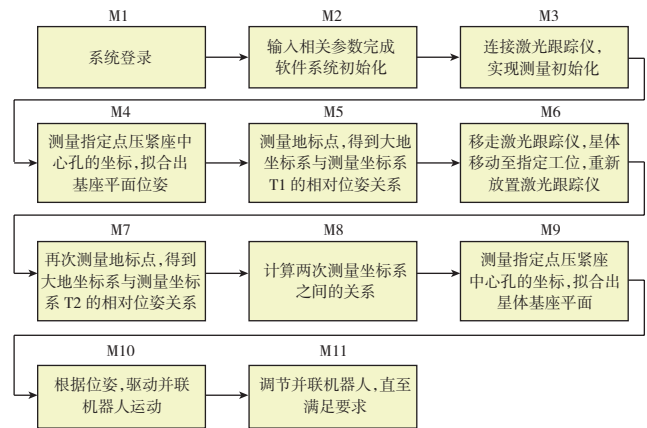


图5 软件流程

Fig.5 Software process

表2 太阳翼数字化对接系统坐标系

序号	坐标系	坐标系代号
1	地标坐标系	$\{O_0-X_0Y_0Z_0\}$
2	模拟墙移走前,激光跟踪仪测量坐标系	$\{O_1-X_1Y_1Z_1\}$
3	星体移动到指定工位后,测量坐标系	$\{O_1'-X_1'Y_1'Z_1'\}$
4	压紧座基座中心孔坐标系	$\{O_2-X_2Y_2Z_2\}$
5	动平台坐标系	$\{O_3-X_3Y_3Z_3\}$

3 太阳翼数字化对接技术

基于并联机器人的姿态精密调整技术和激光跟踪仪的精密测量技术,采用激光跟踪仪建立测量场、并联机器人调节星体位姿,激光跟踪仪的测试数据经过解算直接驱动并联机器人调整星体至目标姿态,实现星体与太阳翼数字化精密对接。

3.1 基于激光跟踪仪的太阳翼数字化对接方法

基于并联机器人和激光跟踪仪的太阳翼数字化对接方法见图 6 所示。

(1) 激光跟踪仪建立测量场 $\{O_1-X_1Y_1Z_1\}$,在模拟墙精调以后,使用激光跟踪仪测量压紧座基座中心孔 A 的坐标,求出压紧座基座中心孔组成的坐标系 $\{O_2-X_2Y_2Z_2\}$ 的位姿。

(2) 使用激光跟踪仪标定测量场中的地标点,建立测量场坐标系 $\{O_1-X_1Y_1Z_1\}$ 与地标坐标系 $\{O_0-X_0Y_0Z_0\}$ 之间的关系。

(3) 再将星体推入到指定工位后,使用激光跟踪仪建立测量场 $\{O_1'-X_1'Y_1'Z_1'\}$,标定测量场中的地标点,建立测量场坐标系 $\{O_1'-X_1'Y_1'Z_1'\}$ 与地标坐标系 $\{O_0-X_0Y_0Z_0\}$ 之间的关系。这样可以建立两次测量坐标系之间的相对位姿关系。

(4) 使用激光跟踪仪测量动平台上的靶标点和星体上对应的压紧座基座中心孔的坐标,得到压紧座基座

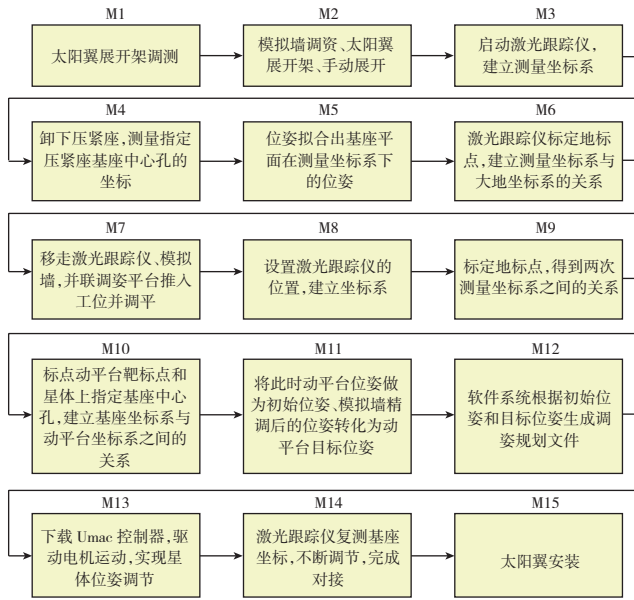


图6 基于激光跟踪仪的太阳翼与星体对接方法
Fig.6 Solar wings and stars docking method based on laser tracker

中心孔坐标系 $\{O_2-X_2Y_2Z_2\}$ 与动平台坐标系 $\{O_3-X_3Y_3Z_3\}$ 的相对位姿关系。

(5) 计算动平台的初始位姿和目标位姿, 并联机器人软件系统根据轨迹规划算法进行轨迹规划, 从而控制并联机器人运动, 实现星体位姿的变化, 最后完成星体与太阳翼的对接。

3.2 数字化对接过程关键位姿关系获取

3.2.1 模拟墙上压紧座基座中心孔坐标系与动平台坐标系的位姿关系

(1) 指定压紧点的相对位姿关系。

模拟墙精调好后, 激光跟踪仪建立测量坐标系 $\{O_1-X_1Y_1Z_1\}$, 先使用激光跟踪仪测量模拟墙上压紧点坐标, 得到压紧点之间的相对位姿关系。测量指定压紧点 A 、 B 、 C , 得到压紧点在测量场下的坐标值 $A(x_1, y_1, z_1)$, $B(x_2, y_2, z_2)$, $C(x_3, y_3, z_3)$, 这样可以计算得到三个压紧点之间的位置关系 L_1 、 L_2 、 L_3 。

$$L_1 = L_{AB} = \sqrt{(x_1 - x_2)^2 + (y_1 - y_2)^2 + (z_1 - z_2)^2} \quad (1)$$

$$L_2 = L_{AC} = \sqrt{(x_1 - x_3)^2 + (y_1 - y_3)^2 + (z_1 - z_3)^2} \quad (2)$$

$$L_3 = L_{BC} = \sqrt{(x_2 - x_3)^2 + (y_2 - y_3)^2 + (z_2 - z_3)^2} \quad (3)$$

在星体调姿过程中, 压紧点的相对位置关系不会改变, 即 L_1 、 L_2 、 L_3 不会变。

(2) 构建压紧点坐标系 $\{O_2-X_2Y_2Z_2\}$ 。

根据不共线的 3 个点可以组成一个平面原理, 选取 3 个不共线的压紧点 (A , B , C) 组成一个平面, 如图 7 所示, 平面 ABC , 选取点 A 为坐标原点, 取其中一条线

段 AB 为 X 轴, 过点 A 垂直于平面 ABC 为 Z 轴, 根据右手螺旋法则得到 Y 轴, (如果选取压紧点组成直角三角形, 可以直接以直角边作为坐标系的 X 轴和 Y 轴), 根据 3 个点之间的距离可以得到 3 个点在构建压紧点坐标系下的坐标值。

由三角形公式 (4)

$$(L_2 - L_1 \cos \alpha)^2 + (L_1 \sin \alpha)^2 = L_3^2 \quad (4)$$

可以得到

$$\cos \alpha = \frac{L_1^2 + L_2^2 - L_3^2}{2L_1L_2} \quad (5)$$

从而可以得到压紧点 A 、 B 、 C 在 $\{O_2-X_2Y_2Z_2\}$ 坐标系下的坐标值, 分别是: $A(0, 0, 0)$, $B(L_1, 0, 0)$, $C(L_2 \cos \alpha, L_2 \sin \alpha, 0)$ 。

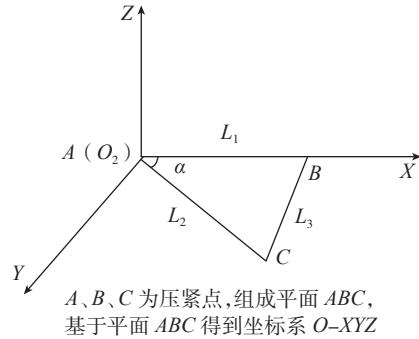


图7 构建压紧点坐标系

Fig.7 Member pinch point coordinate system

(3) 模拟墙上压紧座基座孔坐标系 $\{O_2-X_2Y_2Z_2\}$ 在测量坐标系 $\{O_1-X_1Y_1Z_1\}$ 下的位姿 $T1$ 。

在完成模拟墙精调后, 可以得到模拟墙上指定压紧座基座孔坐标系 $\{O_2-X_2Y_2Z_2\}$ 在测量坐标系下 $\{O_1-X_1Y_1Z_1\}$ 的坐标, 通过建立压紧点坐标系得到压紧点在压紧点坐标系下的坐标, 通过位姿拟合算法得到压紧点坐标系在测量坐标系下的坐标。

3.2.2 激光跟踪仪两次测量场的位姿关系

由于太阳翼对接装配空间的限制, 在撤离模拟墙和移动星体时需要移动激光跟踪仪的位置, 这样需要建立两次测量坐标系之间的关系, 采用在装配空间贴地标点的方法来建立两次测量坐标系之间的关系。

移动激光跟踪仪之前, 标定地标点, 得到地标坐标系 $\{O_0-X_0Y_0Z_0\}$ 与此时测量坐标系 $\{O_1-X_1Y_1Z_1\}$ 之间的关系。

卫星星体入位后, 放置好激光跟踪仪, 标定地标点, 得到大地坐标系 $\{O_0-X_0Y_0Z_0\}$ 与此时测量坐标系 $\{O_1'-X_1'Y_1'Z_1'\}$ 之间的关系 $T4$, 如图 7 所示。

根据激光跟踪仪在不同位置与地标坐标系之间的位姿关系, 可以得到两次激光跟踪仪测量坐标系之间的位姿关系 $T4$ 。

3.2.3 压紧座基座中心孔坐标系与动平台坐标系的位姿关系

并联机器人调姿前提是对动平台调姿,需将待装件的位姿变化转换为动平台的位姿变化;星体与太阳翼对接需将压紧点坐标系在测量坐标系下的调姿规划转化为相应的动平台坐标系在测量坐标系下的调姿规划。

(1) 星体压紧座中心孔坐标系 $\{O_2-X_2Y_2Z_2\}$ 在测量坐标系 $\{O_1'-X_1'Y_1'Z_1'\}$ 的位姿 T_2 。

移走模拟墙后,卫星移动入太阳翼展开架对接工位,采用激光跟踪仪测量此时卫星上压紧座基座中心孔 $A、B、C$ 的坐标,根据位姿求解算法得到此时星体上压紧座基座中心孔坐标系在测量坐标系下的位姿 T_2 ;

(2) 动平台坐标系 $\{O_3-X_3Y_3Z_3\}$ 在测量坐标系 $\{O_1'-X_1'Y_1'Z_1'\}$ 的位姿 T_3 。

卫星移入太阳翼展开架对接工位后,采用激光跟踪仪测量动平台上 3 个已知理论值的点 $A_3、B_3、C_3$,同样根据位姿求解算法得到动平台坐标系 $\{O_3-X_3Y_3Z_3\}$ 在测量坐标系 $\{O_1-X_1Y_1Z_1\}$ 下的位姿 T_3 ;

(3) 压紧点坐标系 $\{O_2-X_2Y_2Z_2\}$ 与动平台坐标系 $\{O_3-X_3Y_3Z_3\}$ 之间位姿关系 T_0 。

根据相对位姿关系 T_2 和 T_3 可以得到压紧点坐标系相对于动平台坐标系的位姿 $T_0=T_2/T_3$;星体与并联机器人固接后以后,在调姿过程中,压紧点坐标系与动平台坐标系之间的关系不会改变,永远是 T_0 。

3.2.4 并联机器人的初始位姿和目标位姿

(1) 目标位姿。

模拟墙精调好后,使用激光跟踪仪测量压紧点坐标值,通过位姿拟合和转化算法得到动平台的位姿,即并联机器人的目标位姿,为 T_1*T_0 。由于两次测量坐标系不一样,需要将模拟墙精调后的位姿转化为 $\{O_1'-X_1'Y_1'Z_1'\}$ 测量坐标系系下的位姿 $T_1*T_0*T_4$ 。

(2) 初始位姿。

并联机器人的初始位姿为星体移入工位后,开始调姿前,使用激光跟踪仪测量压紧点坐标值,通过位姿拟合和转化得到动平台的位姿,即并联机器人初始位姿 T_3 。

3.3 基于激光跟踪仪的太阳翼卸装方法

在太阳翼与星体对接空间布置地标点,在完成星体与太阳翼的连接后,使用激光跟踪仪标定地标点坐标系与并联机器人坐标系(或者星体坐标系)的相对位姿关系 T_1 。

将需要卸装的卫星和并联机器人推入到指定区域,才用激光跟踪仪测量地标点和并联机器人坐标系(或者星体坐标系)的相对位姿关系 T_2 , T_1 作为并联机器人的目标位姿, T_2 作为并联机器人的初始位姿,进行调姿规划,实现星体到指定位姿,最后完成太阳翼与星体的

卸装。

4 太阳翼数字化对接技术应用效果

对比传统太阳翼对接工艺方法,太阳翼数字化对接方法使太阳翼在测量项目、调姿过程、调节精度、操作人员、操作时间等方面有明显优化,如表 3 所示,为实现航天器总装其它大部件产品自动数字化对接打下良好的基础。

表3 太阳翼数字化对接技术优点

序号	项目	传统对接工艺	并联机器人/激光跟踪仪
1	精度测量项目	俯仰、滚动、偏航、星体与模拟墙压紧座高度差及水平位置差	通过压紧座上的 3 个测量点就可完全确定星体姿态
2	姿态调整	一个自由度调整会影响其它自由度,调姿过程需逐步逼近	并联机器人可实现单自由度调整,调整过程不影响其他自由度
3	调姿精度	依赖操作人员的技能水平	并联机器人的调节精度为 $\pm 0.1\text{mm}$
4	工作人员	调姿过程需要总装操作人员 8 名	调姿过程需要总装操作人员 2 名
5	工作时间	安装过程 5h 卸装过程 4h	安装过程 1h 卸装过程 < 1h

5 结束语

航天器总装过程中基于并联机器人的太阳翼数字化对接技术,解决了太阳翼对接难题,对接精度高、自动化程度高、可靠性高,通用性强,其中并联调姿技术、数字化装配测量技术反映了航天器总装工艺装备研制技术的发展水平,为后续航天器智能化总装奠定技术基础。

参考文献

- [1] 杨翔. 卫星太阳池展开机构可靠性分析研究 [D]. 沈阳: 东北大学, 2011(6).
- [2] 熊涛. 卫星自动对接技术. 航空制造技术, 2011(22):36-39.
- [3] 薛晓宁. 航天器装配过程中的精密测量方法研究. 2011 年小卫星技术交流会论文集, 2011.
- [4] 何森, 王志斌, 张旭峰, 等. 航天器对接相对位置姿态自主测量方法研究. 光学技术, 2009, 35(6):931-938.
- [5] 张世杰, 曹喜滨, 陈雪芹. 航天器相对位姿参数光学测量解析算法. 航空学报, 2005, 26(2):214-218.
- [6] 杨建中. Stewart 并联机器人在航天器上的应用. 全国第十二届空间及运动体控制技术学术会议论文集, 2006.
- [7] 姚骏, 吴远波, 吴跃莺. 偏置式太阳翼的装配与展开试验. 航天制造技术, 2010(4):33-37.
- [8] 郭涛. 基于 Stewart 平台的太阳翼对接工艺方法研究. 航天器装配论坛, 北京, 2013.

(责编 叶枫)