

一种用于太阳翼装配的位姿调整平台设计

Design of Position and Attitude Adjustment Platform for the Solar Array Assembly

中国航天科技集团北京卫星制造厂 郑树杰 高立国 姜禄华 于龙岐

[摘要] 太阳翼产品是各类航天器的重要组成部分,是整星能源的供给关键部件。从太阳翼产品装配和试验的实际情况出发,提出一种全向移动平台+四点升降模块解决方案,能够实现太阳翼与模拟墙之间相对位置和姿态(简称位姿)的快速、精确调整、定位,实现该过程的自动化。介绍全向移动、位姿调整工作原理和结构实现形式,并进行了理论分析和验证试验,对该方案的可行性进行充分验证。

关键词: 太阳翼展开 展开试验 位姿调整

[ABSTRACT] Solar array is an important part of all kinds of spacecraft and key component of the whole energy supply. Based on the actual conditions of the product assembly and test of the solar array, a new type of four-point lifting module is proposed, which can adjust the relative position and attitude of the solar array and the simulation wall fleetly and accurately, and can realize the automation of the process. The principle and structure component of the omnidirectional movement and adjustment of position and attitude are introduced in this paper. The theoretical analysis and verification test are carried out to verify the feasibility of this scheme.

Keywords: Solar array Deployment test Position and attitude adjustment

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2015.S2.039

太阳翼产品是各类航天器的重要组成部分,是整星能源的供给关键部件。“十一五”末期,航天五院年发射卫星数量达二十几颗;“十二五”期间,发射任务增长迅猛,发射基地任务和京区太阳翼装配任务量大大增加。尽管目前太阳翼装配工艺技术具有一定的成熟度,但在装配、测试过程中仍存在较多的亟需改进的环节,太阳翼装配、试验中沿用现有工装设备将无法满足不同型号数量增加及多型号并行发展趋势^[1]。因此,需要开展提高太阳翼装配效率的工艺方法研究并进行工艺装备的改进,提升太阳翼装配工艺技术,提高装配的自动化水平。提升与改进工艺方法对提高操作效率,增强装配可靠性、操作性,在确保质量条件下顺利完成研制任务将起到非常重要作用。

本文根据目前太阳翼装配过程中存在的工装调整精度低、装配调试与检测效率低等问题,提出一种针对太阳翼装配调试中进行位姿调整平台的设计方案,达到装调过程的自动化、高效化,以使调试过程效率大力提升,满足后续太阳翼的批量生产,确保型号任务的顺利完成。

1 目前太阳翼装调方法及存在的问题

1.1 太阳翼装调过程简介

太阳翼地面展开试验是太阳翼产品装配过程中最重要的试验环节,该过程对环境温度、湿度、洁净度、光照度、防静电等有严格要求。其中,地面展开试验又可分为两大块:(1)展开试验架部分;(2)模拟墙的调整部分。

展开试验架主要用于太阳翼地面展开试验的装置,通过抵消、平衡太阳翼重力,来模拟太阳翼在空间所受微重力环境。过程中需要完成太阳翼展开试验架的装配、定位及初步调试工作,静置后精调、精测确保展开试验架精度良好,满足使用要求^[2-3]。

模拟墙主要用于模拟航天器本体与太阳翼机械接口,利用翻转支架车固定、支撑和翻转模拟墙,并对模拟墙位置和角度精确调整。目前,模拟墙在平面内的位置和偏航角度调整靠人工推动支架车完成,高度方向、滚动角度和偏航角度通过调整4个支撑腿的高度来实现。

1.2 太阳翼装调过程存在的问题

太阳翼装调的工艺方法、工装设备使用性能和安装精度是影响太阳翼产品性能的重要因素。目前太阳翼装调过程中主要有以下几点问题:

(1)展开架导轨精度测量效率低。展开架导轨精度的测量采用跟踪仪精测目标,实时反馈结果后进行调整,复测合格后进行下一跨点导轨的测量,测量时间长、效率低。

(2)模拟墙的位置和姿态调整,测量过程繁琐。模拟墙俯仰、偏航、等高等各姿态的精度相互耦合,调整过程中一项角度发生变化时其他角度会产生相应变化。目前采用人工冲击法,令支架车在地面滑动以调整模拟墙位置,调整需将各项姿态分别逐渐向要求值靠近,该方式操作过程复杂,精度控制比较难。

2 太阳翼快速装调方案

针对太阳翼装调过程模拟墙的位置和角度调整问题,提出一种太阳翼快速装调方案。

(1)模拟墙自动化翻转。通过在模拟墙与支架车之间的支撑轴端增加电机驱动机构,实现自动翻转并实时反馈模拟墙翻转角度;利用电子水平仪监测模拟墙翻转双向垂直度。

(2)模拟墙基准自动化调整。将模拟墙和支架车固定于位姿调整平台(以下简称移动平台)上,该平台自身能够实现平面内(X 、 Y 向)精确平移及绕中心旋转(偏航角度调整),利用平台上的4个电动升降支撑实现对模拟墙的高度方向(Z 向)调整,以及俯仰、滚动角度调整,实现模拟墙基准自动化调整。

3 位姿调整平台设计

太阳翼快速装调方案用于实现模拟墙在 X 、 Y 、 Z 向的位置调整,以及俯仰角度 b 、偏航角度 c 及滚动角度 a 调整,方案模型如图1所示。

姿态调整平台主要用于实现模拟墙基准自动化调整,需要实现的几个功能如下:(1)实现模拟墙 X 、 Y 向调整及偏航角度调整;(2)实现对模拟墙的 Z 向调整,以及俯仰、滚动角度调整。

位姿调整平台以北京卫星制造厂自主研发的全向移动平台(以下简称平台)为基础,在车体上配套有升降调整模块。其中,平台采用无线遥控方式,能够实现 XY 平面内的任意方向精确移动,平台自带蓄电池不需要外接线缆,可在厂房内灵活、高效移动。升降调整模块安装到车体上,采用4点支撑结构,可同步运动也可单独驱动,既具有整体高度调节功能,又可实现上平台的水平调整。

3.1 全向移动平台

全向移动平台采用独特的4轮驱动设计,没有专门的转向和牵引机构,通过手持遥控器操作,实现平台在狭小空间范围内任意方向移动,包括横行、斜行及以零回转半径方式原地旋转,平台运行平稳、转向灵活、定位精度和移动效率高、路面适应能力强(图2)。经标定,在满载荷的情况下,该平台的位置调整精度 $\pm 0.2\text{mm}$,角度调整精度 $20'$ 。

该平台采用4个全方位轮独立驱动,通过不同轮组的转速和转向的组合,理论上可以以任意姿态在二维平面内移动。全方位轮采用麦克纳姆轮形式,它的外形像一个斜齿轮,轮缘上分布了许多小辊子。当车轮旋转时,车轮以普通方式前进,同时车轮周边的辊子沿着其各自的轴线自由旋转,平台全向移动如图3所示。

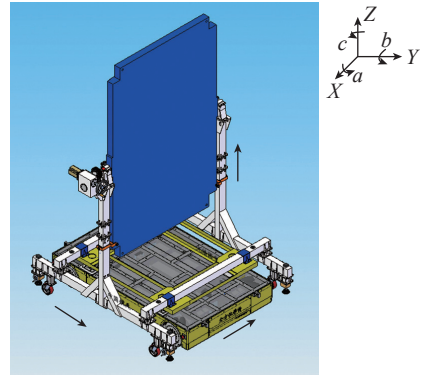


图1 太阳翼快速装调方案模型

Fig.1 Fast alignment scheme model of solar array

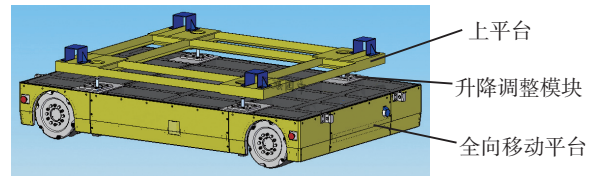


图2 位姿调整平台

Fig.2 Position and attitude adjustment platform

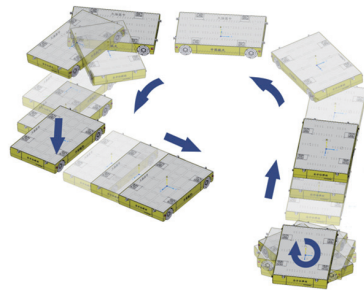


图3 平台全向移动

Fig.3 Omnidirectional movement of the platform

3.2 升降调整模块

升降调整模块安装到平台上,采用4点升降原理。它具有稳定性好、承载能力大、结构布局简单等优点。对于3点决定一个平面的情况来说,4点升降原理在提高稳定性的同时,对其系统的控制算法、协调性等提出了更高的要求。

以下分析中将4个支撑简化为4个点,坐标系定义如图4所示。通过分析可见,4点运动组合可分以下几种情况。

(1)4点同时升(或降),可实现 Z 向位置调整;

(2)2、3点同时升(或降),1、4点同时降(或升或不动),可实现滚动角度 a 调整;

(3)3、4点同时升(或降),1、2点同时降(或升或不动),可实现俯仰角度 b 调整;

(4)对角线3点升(或降),1点降(或升),2、4点不动(或同步),可实现对上平台的水平调整,调平后按照图4(a)~(c)的步骤可实现模拟墙的位姿调整。

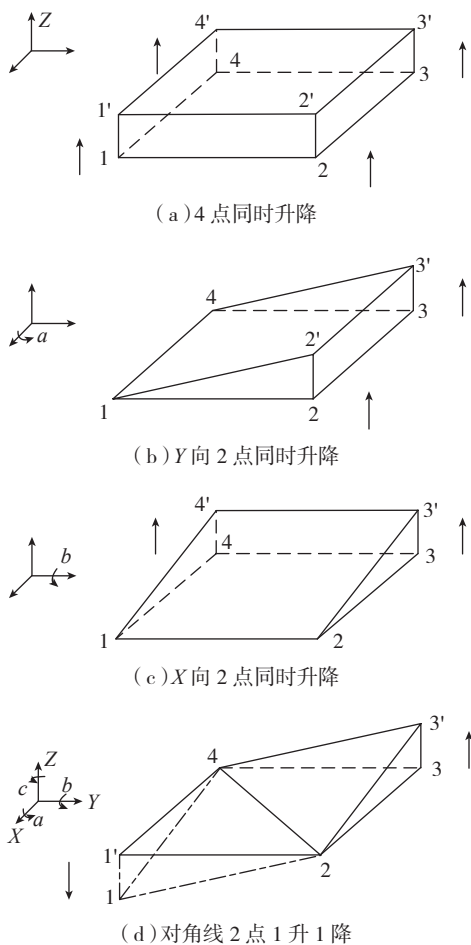


图4 4点位姿调整

Fig.4 Four-point position and attitude adjustment

除图4(a)的状态外,其他3个状态中4个支撑点间的实际距离均发生变化,连线之间的角度也不同。这在其他开放式结构中影响不大,例如普通架车4点支撑地面结构,通过支撑点与地面间的相对错位适应距离变化;4点调平支撑上平台结构,上平台与支撑点间不固定,相对滑动也可解决^[4-5]。但是在太阳翼展开试验中,模拟墙的质心度比较高,且模拟墙需要俯仰翻转 90° ,过程中的质心变化及安全性要求支架车与平台间必须固定,贴合面处不能相对滑动,因此对4点升降的机构实现形式提出更高的要求。

此处提出以下解决方案(图5):

(1) 4个升降模块下端与车体固定,上端通过球铰与上平台连接;(2) 升降模块铰链部分安装不同的滑动关节,可实现几个方向的被动滑动,滑动关节如下图5(b)所示,4种关节运动自由度如图5(c)所示;(3) 为确保升降过程灵活、降低安装和控制难度,将上平台采用弱刚性设计,允许上平台有一定的弹性形变。

升降模块采用内藏式结构,驱动部分安装在车体内部。该模块结构上主要由电机、螺旋升降机(减速器及

丝杠集成)、上平台、微调滑块、球关节组件及相关附件组成,具体结构如图5(a)所示。

简化模型如图5(c)所示,其中支点2与上平台通过球铰连接,支点3与上平台通过Y向滑块+球铰连接,支点1与上平台通过X向滑块+球铰连接,支点4通过X、Y双向滑块+球铰连接,4个支点处的滑块对应高度一致,移动行程根据上平台的调整角度设计,理论上行程非常小。在上平台携带模拟墙进行位姿调整过程中,球关节和滑块均被动运动,通过该方式实现上平台支撑点间的距离变化,而不会造成卡死现象。

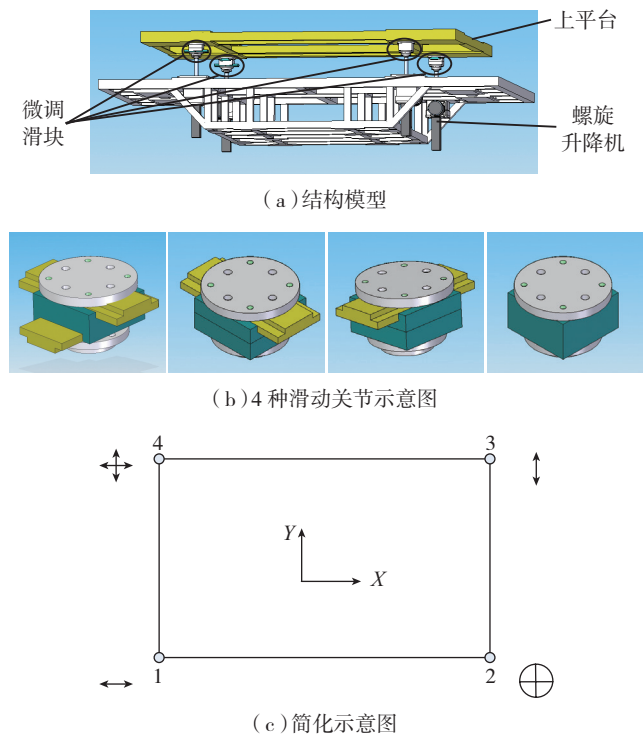


图5 4点支撑实现方案

Fig.5 Four-point support implementation scheme

4 姿态调整试验验证

此处利用Adams软件,对4点支撑位姿调整模块进行仿真验证,对应的简化模型如图6所示。其中,车体部分与大地固定约束,4个升降支撑与车体通过滑动关节(Z向移动)连接,其他约束如图6(b)所示。

此处按3.2节中的4种工况分别进行仿真验证,并利用软件中的测试模块,测量得到上平台4角标记点的Z向位移,仿真结果如图7所示。通过仿真验证,该位姿调整平台能较好地实现模拟墙的位置和姿态调整,控制简单、反应灵活、制造成本和维护成本低。

在太阳翼零重力展开试验中,利用这种位姿调整平台对模拟墙进行调整,能够实现遥控移动平台运动到翻转支架车下侧,进行位置和角度的精确调整,人工将架

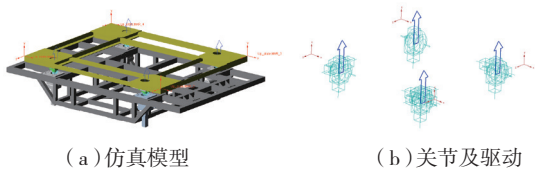


图6 简化模型及运动学模型
Fig.6 Simplified model and kinematic model

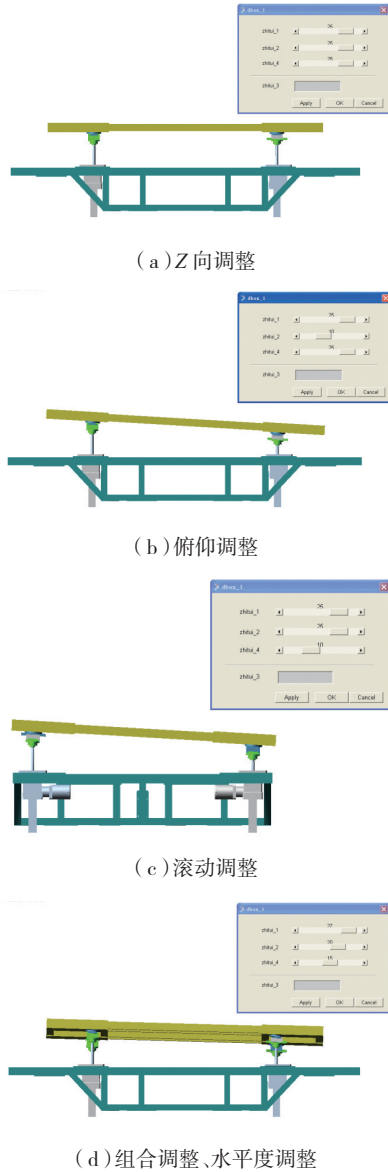


图7 仿真结果
Fig.7 Simulation result

车与移动平台连接,之后对模拟墙的位姿进行自动化调整。

5 结论

目前该位姿调整平台已应用到多个型号太阳翼产品的装配和零重力展开试验环节,具有很强的适用性和实用性,为此工艺人员制定了专门的太阳翼快速装调工

艺规范,作为一种通用工艺在太阳翼装配的研制过程逐渐得到推广。该解决方案不仅可应用于太阳类产品的部装、展开试验,以及基地发射前的试验中,也可扩展应用于其他需要精确调整、对接操作等环节。该位姿调整平台的应用,能大大降低操作者的工作强度,提升太阳翼装配工艺技术,提高装配的自动化水平,对提高操作效率,增强装配可靠性、稳定性方面起到非常重要作用。依托现有成熟工艺技术和工艺测量方法改进,使装配过程简便、快捷、高效,满足后续太阳翼批量化研制需求,适应了“十二五”期间航天产业的快速发展需要。

参考文献

- [1] 高慎斌. 卫星制造技术(下). 北京: 中国宇航出版社, 2006.
- [2] 张孝谦, 袁龙根, 吴文东, 等. 国家微重力实验室百米落塔实验设施的几项关键技术. 中国科学 E 辑: 工程科学, 2005, 35(5):524-525.
- [3] 韦娟芳. 卫星天线展开过程的零重力环境模拟设备. 空间电子技术, 2006(2):29-32,42.
- [4] 姜文刚, 尚婕, 邓志良. 大型平台自动调平研究. 电气传动, 2005(12):29-31,40.
- [5] 闫文辉, 程元林, 彭勇. 碳纤维连续抽油杆作业车自动调平系统设计. 石油机械, 2006(9):22-24.

(责编 叶枫)

(上接第 38 页)

- matrix composite component on turbofan aeroengine. Aeronautical Manufacturing Technology, 2009, 28(15):32-35.
- [2] LEYCNS C, PETERS M. Titanium and titanium alloys. Weinheim: Wiley-VCH Verlag GmbH & Co. KGaA, 2003.
- [3] FUNN J V, DUTTA I. Creep behavior of interfaces in fiber reinforced metal-matrix composites. Acta Metall., 1998, 47(1):149-164.
- [4] THOMAS M P. Creep rupture of 8 Sigma fibre reinforced titanium matrix composite. Mater. Eng., 2001, A303(6):30-36.
- [5] KOICHI G. Creep-rupture lifetime simulation of unidirectional metal matrix composites with and without time-dependent fiber breakage. International Journal of Plasticity, 2002, 8(7):1729-1748.
- [6] CARRERE N, VALLE R, BRETHERAU T. Multiscale analysis of the transverse properties of Ti-based matrix composites reinforced by SiC fibres from the grain scale to the macroscopic scale. International Journal of Plasticity, 2004, 20(4):783-810.
- [7] KRISHNAMURTHY S, SMITH P R, MIRACLE D B. Abnormal acceleration of creep deformation rate above 700°C in the orthorhombic based Ti-22Al-27Nb alloy. Mater. Sci. Eng., 1998, A243(9):285-289.
- [8] HAQUE S, CHOY K L. Finite element modelling of the effect of a functionally graded protective coating for SiC monofilaments on Ti-based composite behavior. Mater. Sci. Eng., 2000, 291:97-109.
- [9] DU Z Z, ZOK F W. Limit stress conditions for weakly bonded fiber composites subject to transverse biaxial tensile loading. Int. J. Solids Structure, 1998, 35(5):2821-2842.
- [10] ZENG L Y. Superplastic deformation of continuous fiber reinforced titanium matrix composites. Rare Metals Letters, 2002, 3:9-11.

(责编 李丹)