设计・工艺

一种用于太阳翼模拟墙姿态的自动调节系统

李海月 漆嘉林 程 泽 谭 旭 曾 婷 赵丹妮 赖小明 于龙岐 (北京卫星制造厂有限公司,北京100094)



摘要:为改善太阳翼在装配过程中调试精度低、产品性能指标检测手段落后、姿态无法监测和产品质量一致性差等问题,提出一种基于 PSD 传感器和倾角传感器检测的太阳翼模拟墙姿态自动调节系统(自动调姿系统)。该系统通过 PSD 传感器检测模拟墙位置和偏航角,双轴倾角传感器检测模拟墙俯仰角和滚动角,利用移动平台和电动升降机构对模拟墙进行自动调节,最终实现模拟墙精度的高效调节通过试验验证,表明该系统能够实现模拟墙姿态精度优于 0.02°,整个调节过程小于 0.5h, 极大地缩短了调节时间,有效提高了装调效率。

关键词:太阳翼模拟墙;姿态;自动调节;传感器;装调效率

Design of Automatic Regulating System for Attitude Angle of Solar's Simulation Wall

Li Haiyue Qi Jialin Cheng Ze Tan Xu Zeng Ting Zhao Danni Lai Xiaoming Yu Longqi (Beijing Spacecrafts, Beijing 100094)

Abstract: In the assembly process of solar wing, the precision adjustment of solar wing is low. The detection method of product performance index is backward. The attitude can't be monitored, and the product quality consistency is poor. For solving above problems, an automatic attitude adjustment system of solar wing simulation wall based on PSD sensor and tilt sensor is developed. The position and yaw angle of simulation wall is detected by PSD sensor, and the pitch and rolling angle of simulation wall is detected by dual axis tilt sensor. Using mobile platform and electrical lift, the simulation wall can be adjusted automatically and efficiently. Experiment shows that simulation wall attitude accuracy is better than 0.02 ° and adjustment time is less than 0.25 hour, which saving the adjustment time and improve the assembly efficiency.

Key words: solar wing simulation wall; attitude angle; automatic adjustment; sensor; assemble efficiency

1 引言

为提高太阳翼在轨飞行时的展开可靠性,在地面部装阶段多次进行微重力展开试验,是太阳翼部装工作的关键。现阶段,航天器研制出现了大量编队式、星座式设计,太阳翼的生产任务猛烈增长,因此改进现有的生产模式,提高太阳翼装调效率,保证产品质量,成为亟需解决的问题。在太阳翼地面装配试验中,模拟墙用于模拟航天器本体与太阳翼的机械接口,为确保太阳翼装配时的微重力环境,以及太阳翼与模拟墙多次对接与分离的重复性与安全性,微重力展开系

统对模拟墙与太阳翼的接口精度有明确要求[1]。

目前,针对太阳翼模拟墙接口位姿精度调整的改进设计逐步开展,位姿调整平台逐步可实现调姿过程的去人工化^[2],但其自动化水平、可监测能力依旧没有得到改善。研究了模拟墙姿调过程自动化水平低、检测手段落后、无姿态监测能力的问题,设计了一种基于PSD传感器和倾角传感器检测的模拟墙姿态自动调整系统(自动调姿系统),通过试验验证表明,该系统能够有效改善模拟墙装调效率、提高检测和监测能力,提升产品可靠性和质量,进一步满足太阳翼批量化生产需求。

收稿日期: 2019-07-15

2 太阳翼模拟墙姿态自动调节系统

2.1 太阳翼模拟墙姿态自动调节系统简介

太阳翼部装前,需根据微重力系统中展开工装(简称展开架)的位置,见图 1。建立基准点和坐标系,然后调整太阳翼模拟墙相对坐标系的三个姿态角(俯仰角、滚动角、偏航角)优于 0.02°,调节时间由传统的4h 缩短至 0.5h。

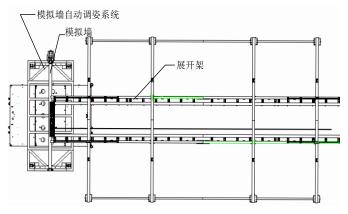


图 1 模拟墙与展开架相对位置关系

太阳翼模拟墙姿态自动调节系统由全向移动系统 和支撑系统组成,支撑系统则由支架本体、翻转单元、 电动升降机、PSD 传感器系统、双轴倾角传感器等几 个主要部分组成,具体见图 2。

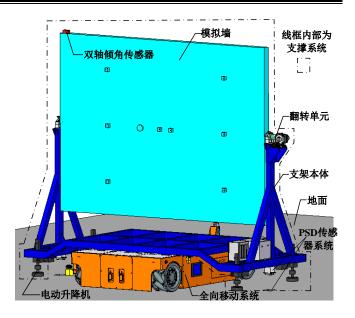


图 2 太阳翼模拟墙姿态自动调节系统

模拟墙姿态自动调节流程见图 3。使用前完成对系统的整体标定,再次使用时,根据标定值对系统重位。支撑系统翻转单元将模拟墙翻转至竖直状态,定位精度小于 0.1°,全向移动系统利用视觉导航移动支撑系统至展开架下,并精调模拟墙位置,至 PSD 传感器系统定位精度±0.3mm 内,此时模拟墙偏航角定位精度小于 0.02°, 电动升降机下落,全向移动系统驶离,电动升降机启动自动调平,至双轴倾角传感器检测到的俯仰和滚动角精度小于 0.02°。

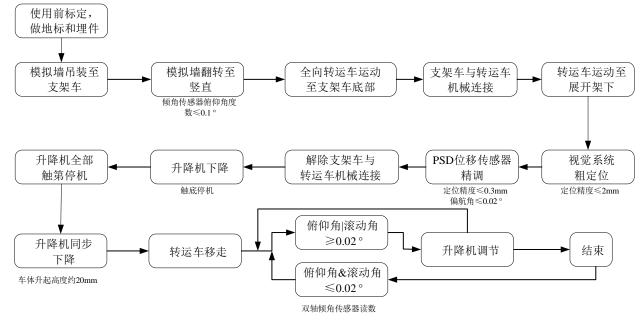


图 3 太阳翼模拟墙姿态自动调节系统调试流程

该系统调节的关键有三点,a.模拟墙与支撑系统间能快速连接,并具有定位功能;b.电动升降机自动调平过程中,升降机落地后,可维持前序姿态的基本稳定,不破坏支撑系统的已有姿态;c.PSD 传感器的测量范围能够覆盖各调节环节的位置变动,PSD 测量精度和车体调节精度能满足偏航角 0.02 的要求。

2.2 模拟墙快速连接与定位设计

测量模拟墙位置和偏航角的 PSD 传感器系统安装在支撑系统上,因此模拟墙在安装时,需设计与支撑系统间的定位,以保证重复安装精度。为此,在模拟墙被动端的支撑座加工锥形定位槽,模拟墙支承轴设计锥形凸起,采用间隙配合,间隙量 0.5mm。支承座锥形槽位置采用黄铜材料,能有效降低摩擦力,其结构组成情况见图 4。

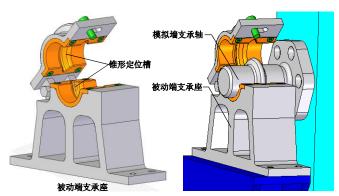
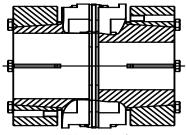
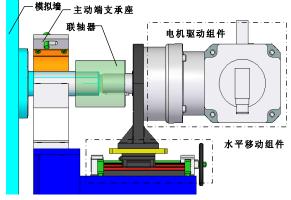


图 4 模拟墙定位结构示意



a 联轴器结构示意图



b 模拟墙快速连接组成

图 5 快速连接结构示意

主动端的模拟墙支承轴与电机驱动系统通过联轴器连接,图 5a 所示的联轴器为膜片式结构,同轴度适应性强,连接形式采用螺钉紧固式连接,能适应模拟墙在任意俯仰姿态下的安装。根据图 5b 所示的模拟墙快速连接的组成情况,可知在安装或拆卸模拟墙时,电机驱动系统与联轴器始终保持紧固连接,只需拆卸联轴器与模拟墙支撑轴紧固处螺钉,摇动丝杠末端手轮,即可实现拆装操作。水平移动组件用丝杠为 T 形丝杠,移动过程中可自锁,安全可靠。

2.3 电动升降机自动调平

太阳翼模拟墙姿态自动调节系统本质是一种重复 定位系统,其对各环节的重复精度依赖性很高,因此 在支撑系统的 4 点调平前后,需要维持调平前姿态和 位置的稳定性。

为解决以上问题,采用升降机构控制系统调节升降机的高度,实现车体的调平,同时在电动升降机上设计有压力传感器,以保证车体四个升降机不"虚腿"。升降机上安装有压力传感器和位移传感器,通过采集4个电动升降机上的位移传感器检测高度,采集压力传感器保证电动升降机着地;安装在模拟墙顶部的双轴倾角传感器具有两个基准面,一个是安装底面,另一个是与接电插头相邻的左侧面,通过自身基准面测量载体模拟墙顶部平面的倾斜角度,通过初期标定,将模拟墙顶部平面角度转换为模拟墙的俯仰角和滚动角,然后向电动升降机传输升降信号,实现对俯仰角和滚动角的调节。电动升降机自动调平控制流程图如图6所示。

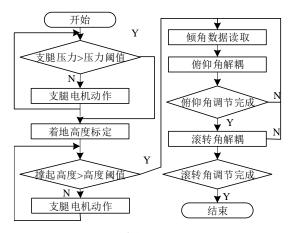
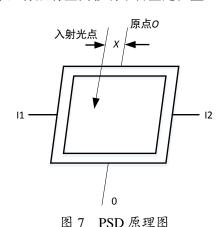


图 6 电动升降机自动调平控制流程

2.4 自定位系统

自定位系统包含二维 PSD 传感器、激光发射器、 支撑平台、全向移动平台及微控制器几个部分。其中 二维 PSD 传感器安装在支撑平台两端, 2 个激光发射 器提供定位坐标,在获取激光发射器在二维 PSD 传感 器的二维坐标后有全向移动平台整定位置。



二维PSD传感器是基于横向光电效应的位置敏感 探测器,图7中的激光入射后,在传感器面板表面生成 电流并分成4路电流,根据光点距各电极距离转换输出 电流, 其分辨率很高, 可在纳秒级的时间内实现纳米

级的分辨率,在工作区80%的范围内精度可达到 0.05%。

微控制器通过AD采集模块将二维PSD传感器的输 出电流滤波后并转换成对应的x、y坐标值,并根据两 个二维**PSD**传感器生成的坐标 (x_0, y_0) , (x_1, y_1) 与 标定坐标 (x_0, y_0) , (x_2, y_2) 采集增量PID闭环控制, 并将控制结果发送给全向移动平台移动位置。

有两组坐标值可计算出:

$$\Delta_x = [0.5 \times (x_1 - x_2)]$$
 (1)

$$\Delta_{v} = [0.5 \times (y_1 - y_2)] \tag{2}$$

$$\Delta_{w} = ATAN(\Delta_{v}/\Delta_{x}) \times 180/\pi \tag{3}$$

其中: π——圆周率, 此处定值为 3.1415926; Δ_x 一支撑平台当前位置与标定位置在*x* 向的位置偏差; Δ,——支撑平台当前位置与标定位置在 ν 向的位置偏 差; Δ_w ——支撑平台当前位置与标定位置的 x 旋转角 度偏差。

采用增量式 PID 进行闭环时:

$$\Delta V_r = K_P \times [\Delta_r \ K - \Delta_r(K-1)] + K_I \times \Delta_r \ K + K_D \times [\Delta_r \ K - 2 \times \Delta_r(K-1) + \Delta_r(K-2)] \tag{4}$$

$$\Delta V_{\nu} = K_{P} \times [\Delta_{\nu} K - \Delta_{\nu}(K-1)] + K_{I} \times \Delta_{\nu} K + K_{D} \times [\Delta_{\nu} K - 2 \times \Delta_{\nu}(K-1) + \Delta_{\nu}(K-2)]$$

$$(5)$$

$$\Delta V_{w} = K_{P} \times [\Delta_{w} K - \Delta_{w}(K-1)] + K_{I} \times \Delta_{w} K + K_{D} \times [\Delta_{w} K - 2 \times \Delta_{w}(K-1) + \Delta_{w}(K-2)]$$

$$\tag{6}$$

其中: K_P 、 K_I 、 K_D ——增量式 PID 的比例项系 数、积分项系数及微分项系数; ΔV_r 、 ΔV_v 、 ΔV_w ——x向、y 向及 w 旋转角度的闭环输出速度; ΔV_x ——x 向 第 K 次位置偏差; ΔV_v — V_v 向第 K 次位置偏差; ΔV_w

——旋转角度第 K 次角度偏差。

PSD面板

系统调节角度示意图

电动升降机采用解耦式调平, PSD 传感器距离调 节转轴距离分别为 3790mm(滚动)和 780mm(俯仰)。 图 8 中 PSD 面板实际平面位置与升降机调节平面夹角 分别 $\theta_1=12$ %和 $\theta_2=1.95$ %,俯仰和滚动角调节量分别小 于 0.2 %和 0.1 °, 因此 PSD 传感器在 x 和 y 方向的变动

量分别为:

$$\delta_x = 780 \times (\cos 12 \circ -\cos 12.2 \circ) = 0.57 \text{mm}$$
 (7)

$$\delta_y = 3790 \times (\cos 1.95 \text{ }^{\circ}-\cos 2.05 \text{ }^{\circ}) = 0.231 \text{ mm}$$
 (8)

整体变动量为:

$$\delta = [(\delta_x)^2 + (\delta_y)^2]^{1/2} = 0.615 \text{mm}$$
 (9)

PSD 定位精度 0.3mm, 考虑最大变量,则 PSD 测量变化值为 1.04mm, 远小于 PSD 面板的检测 范围。

3 试验验证

模拟墙自动姿态系统调试完成后, 首先利用经纬 仪对传感器初始值完成试验前标定,依据试验流程进 行试验验证, 验证结果表明该系统能够实现模拟墙三 个姿态角优于 0.02°, 调试时间优于 0.5h 的要求。

3.1 试验前标定

利用经纬仪建立基准点和基准坐标系,将模拟墙 的俯仰角、滚动角、偏航角调整至优于 0.01°, 按照模 拟墙的位置和姿态对 PSD 传感器和双轴倾角传感器标 定初始值。

3.2 验证流程

3.2.1 验证前准备

- a. 全向移动系统移动至展开架附近:
- b. 支撑系统安装至全向移动系统,并可靠连接;
- c. 模拟墙安装至支撑系统,并可靠连接。

3.2.2 验证试验流程

- a. 试验开始,启动模拟墙翻转电机的同时,开启 秒表计时,翻转电机带动模拟墙旋转至竖直状态,到 位精度优于 0.1°:
- b. 安装模拟墙固定装置,固定后的模拟墙姿态角依旧优于 0.1°;
- c. 启动全向移动系统,在激光导航系统和视觉导航系统双重作用下,移动至展开架下,PSD 传感器接收位置信号:
- d. 启动偏航角调节程序,全向移动系统带动支撑系统进行姿态调整,调整到位后系统自动停止,记录传感器输出的偏航角角度:

- e. 启动升降机构下降,此时压力传感器可接收压力信号,至全部升降机构触底停机为止;
- f. 启动升降机构继续同步下降,此时压力传感器 不可接收压力信号,至支撑系统与全向移动系统分离 间距约 20mm;
- g. 启动 4 点调平程序,对模拟墙俯仰角和滚动角进行调整,调整到位后系统自动停止,计时结束,记录传感器输出的俯仰角、滚动角以及计时时间;
 - h. 经纬仪复测模拟墙姿态, 并记录姿态角;
- i. 恢复试验前状态,按照步骤 $a\sim h$ 重复试验,重复试验次数 2 次。

3.3 验证结果

经过对模拟墙自动调姿系统 3 次试验,得到如表 1 所示的试验结果。结合试验数据可知,传感器和经纬仪测量结果均小于 0.02°, 二者误差小于 0.005°。调试时间约 26min,小于 0.5h。

| 表1 模拟墙自动调姿系统验证结 | 表1 | 拟墙自动调姿 | 系统验证结果 |
|-----------------|----|--------|--------|
|-----------------|----|--------|--------|

| 序号 | 传感器测量结果/(% | | 经纬仪测量结果/() | | 误差/(% | | 调试时间/min | | \u \\ . | | | |
|----|-------------|--------|-------------|--------|--------|-------|----------|--------|---------|----|----|--------|
| | 俯仰 | 滚动 | 偏航 | 俯仰 | 滚动 | 偏航 | 俯仰 | 滚动 | 偏航 | 设计 | 实测 | 误差/min |
| 1 | 0 | 0.004 | 0.014 | 0.0016 | 0.0006 | 0.012 | 0.0016 | 0.0034 | 0.002 | 30 | 28 | -2 |
| 2 | 0.0015 | 0.0035 | 0.013 | 0.0033 | 0.0008 | 0.009 | 0.0018 | 0.0027 | 0.004 | 30 | 25 | -5 |
| 3 | 0.001 | 0.0042 | 0.016 | 0.0022 | 0.0005 | 0.012 | 0.0012 | 0.0037 | 0.004 | 30 | 26 | -4 |

试验结果表明该系统能够保证模拟墙姿态调整精度,且自动控制能力强,产品性能可检测和监测,调试时间大幅度缩短,有效地提高了太阳翼的装配质量和装配效率。

4 结束语

描述了太阳翼模拟墙姿态自动调节系统的整体结构,指出了该系统实现指标而应重点关注的关键点。 根据关键点,针对性设计系统,并通过运算分析和试验分别验证其理论可行性和实践可行性,证明该系统 可有效提高太阳翼产品的装调质量和装调效率,极大提高了系统的自动化能力和检查检测能力,可应用于太阳翼批量化研制,适应航天产业快速发展的需要。

参考文献

- 1 孙刚,刘广通,郭涛,等. 航天器总装过程中基于并联调姿平台的太阳 翼数字化对接技术[J]. 航空制造技术,2015(21): 102~106
- 2 郑树杰,高立国,姜禄华,等.一种用于太阳翼装配的位姿调整平台设计[J]. 航空制造技术,2015(S2): 39~42
- 3 姜文刚,尚婕,邓志良,等.大型平台自动调平研究[J]. 电气传动, 2005(12): 29~31,40
- 4 高慎斌. 卫星制造技术(下)[M]. 北京:中国字航出版社,2006