分步式展开太阳翼地面零重力试验技术的研究

陈艳平 程 泽 李海月 臧梓轶 胡亚航 王国星 邵一夫 邢广强
（北京卫星制造厂有限公司，北京 100094）

摘要：结合分步式展开太阳翼的展开轨迹及产品特点，研究了分步式展开太阳翼地面零重力试验技术，设计了零重力展开试验技术的总体方案。结合外板运动轨迹长的特点，设计了一套具有防卡死功能的 L 型横导轨，解决了太阳翼展开过程中横导轨扭窜及卡死的问题。针对外板横导轨摩擦力大的问题，研究了一套滑轮组件，有效地减小了太阳翼展开过程中的摩擦力。研究了分步展开式太阳翼的装配技术以及太阳翼地面展开试验技术。结果表明：采用此种工艺方法，可以有效地验证分布式展开太阳翼在地面的展开、锁定及其他试验参数。

关键词：分步式展开太阳翼；摩擦力；横导轨防卡死装置；太阳翼装配

Research on Zero Gravity Test Technology for Solar Array with Step-by-step Expansion

Chen Yanping Cheng Ze Li Haiyue Zang Ziyi Hu Yahang Wang Guoxing Shao Yifu Xing Guangqiang
(Beijing Spacecrafts, Beijing 100094)

Abstract：Combined with the development trajectory and product characteristics of the step-by-step deployment solar wing, the ground zero gravity test technology of the step-by-step deployment solar wing is studied, and the overall scheme of the zero gravity deployment test technology is designed. Considering the long trajectory of the outer plate, a set of L-shaped transverse guides with anti-jamming function is designed, which solves the problems of twisting and jamming of the transverse guides during the deployment of the solar wing. Aiming at the problem of large frictional force of outer transverse guide, a set of pulley assembly is studied to effectively reduce the frictional force during the deployment of solar wing. In this paper, the assembly technology of step-by-step deployable solar wing and the ground deployment test technology of solar wing are studied. The results show that the deployment, locking and other test parameters of distributed deployed solar wings on the ground can be validated effectively by this method.

Key words：solar array with step-by-step expansion；friction reduction scheme；the anti-jamming device for the cross rail；the assembly of the solar array

1 引言

地球轨道卫星所受到的重力与离心力基本上相互抵消，因此地球轨道卫星处于零重力环境[1]。空间展开机构在地面和在外太空展开的区别在于地面展开有重力，而在外太空的环境下展开其处于零重力的环境，针对零重力环境设计的太阳翼及其他空间机构，无法克服自身重力，在地面展开试验，为了试验验证太阳翼及其他空间展开机构的地面展开，需要重新设计重力卸载装置以模拟其在零重力状态下的展开试验状态[2]。

目前，空间展开机构常见的零重力展开试验方法主要是力平衡法，如气浮式展开、气球吊挂式展开、导轨滑车吊挂式展开[3, 4]。气浮式展开主要适用于展开轨迹复杂，展开空间较大的机构，其优点是重力卸载效果好，不引入摩擦力，缺点是占用空间大，管路

作者简介：陈艳平（1986），工程师，航天器制造专业；研究方向：空间展开机构制造技术。
收稿日期：2019-01-14

布局复杂，在展开时需要注意气路勾挂。气球吊挂式展开适用于展开机构较小，运动轨迹较短，卸载重力不大的情况，优点是使用方便，缺点是气球稳定性较差，由于受空气阻力的影响，气球运动较机构滞后，机构锁定后气球仍在晃动。导轨滑车吊挂式展开是目前应用最广泛的零重力展开方式，适用范围较广，即可用于小型展开机构也可用于中大型展开机构，其优点是占用空间相对较小，操作简便，技术成熟，缺点是引入导轨滑车的摩擦力。导轨滑车吊挂式展开的主要原理是利用吊挂装置对重力进行卸载，太阳翼在铰链驱动力的作用下，沿着横导轨及纵导轨逐步展开。

本文主要研究了基于导轨滑车吊挂式的太阳翼地面零重力展开试验技术以及太阳翼装配技术。

2 地面零重力展开试验工装

太阳翼由连接架、太阳电池板、根部铰链、板间铰链、压紧释放机构、联动机构及直属件等零部件组成[5]，如图 1 所示。太阳翼位于星体外侧，通过根部铰链固定在星体侧壁或 SADA 上。卫星发射时，太阳电池板及连接架收拢压紧在卫星侧壁上，太阳翼本身结构承受卫星升空的冲击；卫星到达指定轨道时，通过地面控制命令对火工切割器通电，使得太阳翼解锁，处于展开工作状态。太阳翼是卫星的重要组成机构，为卫星提供能源，其装配质量直接影响到卫星的在轨可靠性、寿命和功能，直接关系到卫星在轨运行的成败[6~8]。

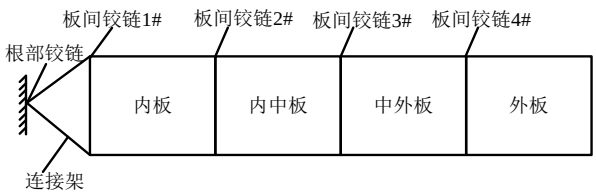

图 1 太阳翼示意图

近年来，随着大型航天器的发展以及卫星变轨姿态的控制要求增高，传统的一次展开太阳翼已经无法满足需求，多维多次展开太阳翼广泛应用在国内外航天器产品的研制项目中[9]。本文主要研究了外板先展开，内板中板依次展开的分步式展开太阳翼地面零重力装配及试验技术。

2.1 零重力展开试验架

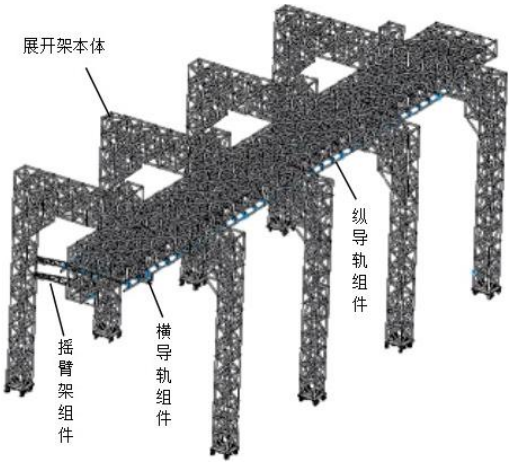

图 2 展开架总体结构

展开架总体结构包括展开架本体、纵向导轨组件、横向导轨组件、摇臂架组件等，总体结构见图 2。展开架主体采用标准桁架杆搭建而成。通过使用吊挂装置，将太阳翼电池板和连接架分别与展开架横导轨和摇臂架导轨相连，太阳翼展开时，在铰链的驱动力作用下，横导轨沿着纵向导轨滑动使太阳翼展开。

2.2 外板横向导轨组件

由于太阳翼采用分步式展开，外板展开轨迹较长，因此外板横导轨组件须特定设计。外板横导轨组件由横导轨、导轨架、滑车组件及微调组件组成，如图 3 所示。为了增加横向导轨的刚度，设计了结构为工字梁的铝合金导轨架。

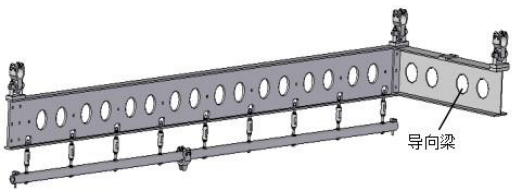

图 3 外板横向导轨组件

由于横导轨较长，为了防止横向导轨在运动中发生卡死，在横导轨上增加了一个用于导向的装置。该导向装置由工字梁和滑车组成，通过螺钉与横导轨架固定在一起。导轨架和导向梁呈“L”形结构，太阳翼展开试验过程中，横导轨将沿着纵导轨笔直运动，避免卡死现象。

内板和中板横导轨展开轨迹较短，无须增加导向装置，只需使用滑车将横导轨固定在展开架纵导轨上，即可完成内板和中板的展开运动。

2.3 外板横导轨摩擦力减小方案

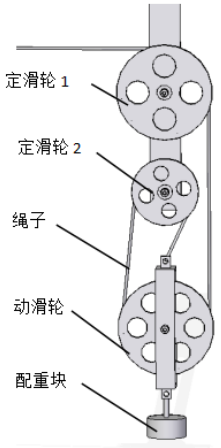

图 4 滑轮组件

由于外板横导轨较重，为了抵消外板横导轨运动过程中较大的摩擦力，设计了一套滑轮组件，如图 4 所示。动滑轮具有改变力的大小和运动距离的作用，通过 3 段钢丝绳牵引，可将外板运动的距离降低 1/3，即配重只需运动 5.4m 的距离即可满足“展开状态可释放绳长≥16m”的要求。将钢丝绳固定在外板横导轨上，通过增加和减少配种块的重量，使得外板刚刚滑动时，此时配重的力与外板横导轨的摩擦力相互抵消。

通过滑轮安装支架将滑轮组件固定在展开架的末端，绳子的一端固定在外板横导轨上，如图 5 所示。

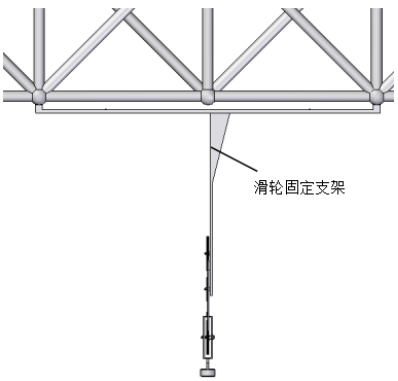

图 5 滑轮固定支架

在太阳翼部装过程中，将滑轮绳索固定在外板横导轨上，通过增加或者减少配重块的重量，使得太阳翼在展开架上刚刚移动即可，此项技术解决了外板横导轨摩擦力大的难题，确保了分步式展开太阳翼在地面顺利展开。

2.4 横导轨防卡死装置设计

为了防止横向导轨在运动中发生卡死，在滑车座上设计了直线轴承，并留出了一定的错动间隙（单边 1.5mm），以供横导轨运动中发生偏移。为了防止横导轨运动过程中滑车座发生扭转，在横导轨一端的滑车组件上，设计了一个限位螺杆，以限制滑车座的扭转，如图 6 所示。

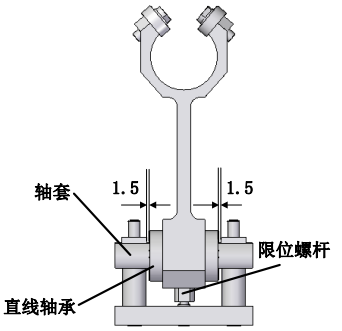

图 6 防卡死装置

展开架各横导轨收拢后如图 7 所示。由图中可见，展开架各导轨滑车不会发生干涉现象。

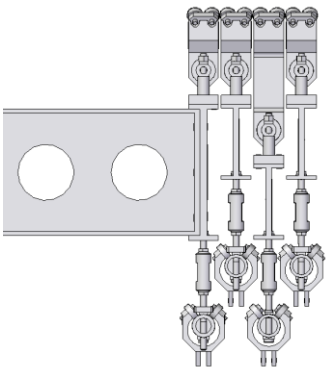

图 7 太阳翼收拢状态吊挂滑车示意图

3 太阳翼装配技术

3.1 连接架、电池板的吊挂和调整

电池板吊挂后，依次与模拟墙对接，调整吊挂位置，直至电池板的所有压紧衬套完全对准模拟墙上相应的压紧座孔。此外还需调整每块电池板的质心位置，使电池板与水平面垂直。在调整质心时，利用电池板侧面最上方的螺孔吊挂铅锤，观察吊线与电池板侧面最下方的螺孔中心的位置关系。调整完毕后将电池板再次与模拟墙对接，并检查压紧衬套与压紧座孔的对准状态，此过程反复进行，直至满足要求。

3.2 翼面的调整

大部件连接完毕调整翼面时，按照以下方法：

a. 调整顺序先调整外板和中板共面，然后再调整外板、中板和内板共面，以避免反复；

b. 调整翼面需反复调节偏心螺钉，同时观察铰链开锁、入槽是否顺畅。

3.3 闭索环联动绳的安装

闭索环联动绳是保证太阳翼展开同步的关键因素之一。联动绳安装操作按照以下方法：

a. 当钢丝绳穿过夹紧套绷紧时，“按摩”带轮附近的钢丝绳，以使钢丝绳与带轮的紧密贴合；

b. 钢丝绳加载时，需逐级加载。每次加载后均按摩带轮附近的钢丝绳，并稳定一段时间。

采取以上措施，钢丝绳张力在后续展开试验中不易产生变化。钢丝绳加载完毕，须复查太阳翼翼面和对中度，确保太阳翼状态未发生变化。

3.4 阻尼器的安装

太阳翼在空间展开到位后，由于此时已经有较大的展开速度，必然会产生较大的冲击载荷，不仅会对太阳翼本身结构产生影响，而且也会对太阳翼驱动机构产生较大的损害。为了减缓冲击载荷的影响，现在多采用的方法是在根部增加粘性阻尼器。粘性阻尼器的工作原理是当流体通过节流孔时会产生节流阻力，在太阳翼上安装阻尼器，能够将太阳翼锁定过程中的剩余动能耗散，从而达到减缓冲击根部铰链及 SADA 的目的[10]。

粘性阻尼器需在太阳翼展开状态下安装，在安装阻尼器时首先要区分 0°和 90°的位置，以防止阻尼器装反影响太阳翼展开。

4 太阳翼地面展开试验技术

4.1 太阳翼收拢技术

对于分步式展开太阳翼，太阳翼收拢操作比较特殊。在所有铰链开锁后，为保证产品安全，尤其是联动装置闭索环钢丝绳张力不发生变化，收拢操作需分部位进行，在所有铰链开锁后，由 2 个人负责收拢。其中 1 人负责外板的收拢，维持外板的位置，另一人负责前 3 块电池板的收拢。收拢操作的要点如下：

a. 外板开锁采用在拨叉内塞块，使锁定柱与拨叉脱离。开锁后，外板先略微收拢，使锁定柱不致锁定，然后跟随前三块电池板一同收拢；

b. 收拢至滑块靠近拨叉圆弧面时，操作者移动至二次展开铰链位置，挑起滑块，收拢外板使滑块落于圆弧面上，维持外板与外中板角度继续收拢前三块电池板至模拟墙上。

通过这些方法，收拢时无需考虑外板与外中板的角度关系。否则维持外板与外中板的角度关系非常困难，目视难以保持同步，一旦角度不对就会造成闭索环钢丝绳张力不正常。

4.2 太阳翼展开技术

太阳翼展开时，需用手按住外板压紧点，待展开指令发送，释放外板，外板展开，一次展开铰链锁定后检查太阳翼指标正常后，再将内中板的压紧装置拆除，进行二次展开，直至所有铰链锁定。

5 结束语

综上所述，分步式展开太阳翼展开轨迹长，外板横导轨长且为 L 型，摩擦力大，为克服外板横导轨的摩擦力，设计了一套滑轮组件用于克服外板的摩擦力，滑轮的绳索一端吊挂配重，一端固定在外板横导轨上。此外，在吊挂滑车上设计了防卡死装置，通过此种方式，减小了地面的摩擦力，实现了分步展开式太阳翼在展开架上的顺利展开。该技术可推广到其他太阳翼及机构类产品的零重力展开试验上面。

参考文献

1 从强. 空间机构地面重力补偿设备跟踪研究[J]. 航天器环境工程，2012，29(1)：92～99

2 杨巧龙，闫泽红，任守志，等. 套筒驱动的大型可展收柔性太阳翼地面展开重力卸载研究[J]. 载人航天，2017，23(4)：536～540

3 丁敏. 大跨度伸缩式零重力模拟试验装置设计与分析[D]. 哈尔滨：哈尔滨工业大学出版社，2015

4 路波. 零重力环境模拟气动悬挂系统的关键技术研究[D]. 浙江：浙江大学出版社，2009

5 刘志全，吴越民，蒲海玲，等. 航天器太阳翼展开可靠性的评估方法[J]. 中国空间科学与技术，2016，6(3)：52～56

6 陈烈民. 航天器结构与机构[M]. 北京：中国科学技术出版社，2005

7 朱兴高，卿寿松，陈凤熹，等. 随机振动环境下太阳翼驱动机构强度安全性设计分析研究[J].航天制造技术，2017，6(3)：1～4

8 章令晖，夏英伟，韩宇，等. 复合材料太阳翼压紧框架工艺研究[J]. 航天制造技术，2017，8(4)：9～12

9 任守志，商红军，濮海玲. 一种二维展开太阳翼的展开动力学仿真分析[J]. 航天器工程，2012，21(4)：32～36

10 肖应廷，廖瑛. 粘性阻尼器对减小展开式太阳翼锁定冲击力矩的影响[J]. 系统仿真技术及其应用，2008(10)：644～647