

doi:10.11918/j.issn.0367-6234.2016.10.026

卫星太阳翼板面水平展开试验方法

侯 鹏,李志慧,宋 涛,陈 立

(上海卫星装备研究所,上海 200240)

摘 要:为减少卫星姿态翻转,确保卫星光学载荷指向精度,提出卫星太阳翼板面水平展开试验方法.采用多自由度配重悬挂法抵消太阳翼水平展开试验过程中的重力,开展运动学及动力学分析、试验误差分析,完成卫星太阳翼板面水平展开试验验证.试验结果表明:相比传统展开试验方法,能够更真实的模拟太阳翼在轨展开运动;对太阳翼配重质量偏差、太阳翼吊挂质心偏差及系统摩擦力控制要求高.验证模型和试验方法的正确性,满足卫星太阳翼展开试验要求.

关键词:太阳翼水平展开;多自由度配重悬挂;运动学及动力学仿真;误差分析;试验验证

中图分类号: V416.6 **文献标志码:** A **文章编号:** 0367-6234(2016)10-0176-07

A novel method for horizontal deployable experiment of satellite solar array

HOU Peng, LI Zhihui, SONG Tao, CHEN Li

(Shanghai Institute of Spacecraft Equipment, Shanghai 200240, China)

Abstract: In order to decrease satellite attitude turnover and guarantee high-accuracy pointing for satellite optical payload, a novel method is designed for horizontal deployment experiment of satellite solar array. A multi-degree-of-freedom balance weight strategy is used to counterbalance the gravity. Firstly, the kinematics model and dynamics model are established. Then, the error analysis is deduced. Finally, the experiment is carried out. The experimental results show that the method can truly simulate the micro-gravity in-orbit environment compared with the previous method. Moreover, it is very strict with mass deviation and centroid deviation of solar array and the system frictions. The results indicate that the model and test methods are correct and meet the test requirements.

Keywords: horizontal deployment of solar array; multi-DOF balance weight; kinematics and dynamics simulation; error analysis; experimental verification

空间展开机构地面展开试验是卫星研制阶段重要考核内容.为确保卫星型号在轨任务的成功执行,空间展开机构需要在地面进行充分的展开试验以验证其展开性能、展开可靠性,并对展开试验的准确性进行评估.空间展开机构地面展开试验的主要目的是:考核结构和机构的协调性以及展开功能的可靠性、稳定性;检验结构与机构部分各项指标与总体技术要求的符合性.马兴瑞等^[1]对空间飞行器机构的分类与构成,对展开与驱动机构的国内外研究概况进行了分析.从强^[2]总结归纳了空间机构地面重力补偿的方法,提出了地面重力补偿的影响分析及设计原则.任守志等^[3]建立了太阳翼与展开试验装置的联合分析模型,分析了影响展开试验的主要因素.

卫星太阳翼一般采用刚性或半刚性基板,通过铰链和绳索同步机构(CCL)组装在一起的多体结

构.在总装与展开测试时,通常将太阳翼板面垂直于地面放置,采用竖直悬挂或气浮支撑方式开展太阳翼展开试验.两种展开试验方式主要有以下共同点:1)均采取板面垂直于地面放置方式,其铰链驱动力矩与重力场相互正交,实现了铰链驱动力与吊挂力(气浮力)、重力的解耦;2)展开过程中影响因素主要有空气阻力、悬挂或气浮系统的摩擦阻力等.目前,两种方式已广泛应用了太阳翼、磁强计、天线、机械臂等空间机构地面展开试验中^[4-10].但是,对于某些大型光学卫星,若太阳翼展开试验沿用传统竖直悬挂或气浮支撑方式,则卫星姿态需要侧转90°,光学相机处于长时间侧卧状态,引起相机间的相对指向精度发生1'的角度变化,超过相机间的相对指向精度要求,而光学相机精度保证是研制阶段最重要的质量考核项目,故需要开展新型展开方法研究,确保大型光学相机精度要求.本文提出了一种卫星太阳翼板面水平展开试验方法,解决了卫星太阳翼水平装配、水平展开、水平测试等难题,重点对水平展开试验方法进行了运动学及动力学仿真分析与试验

收稿日期:2014-12-21

基金项目:中国航天科技集团公司重大工艺项目(ZDGY2014-46)

作者简介:侯 鹏(1984—),男,硕士,高级工程师

通信作者:侯 鹏,houpeng-1234@163.com

验证,试验结果表明,该方法能够更真实的模拟太阳翼在轨展开运动,满足卫星太阳翼展开试验要求.该方法已直接应用于某型号卫星太阳翼展开试验,可推广应用于磁强计、天线、空间机械臂等空间展开机构地面展开试验.

1 试验方法

为满足太阳翼多维展开运动及平衡重力的要求,采用多点、多自由度配重方法平衡太阳翼展开过程中的重力,采用能量补偿方法减小展开过程中导轨摩擦力,如图 1 所示.具体为:每块太阳翼板分别

吊挂两个吊点,太阳翼连接架处吊挂一个吊点,且所有吊点均过质心线位置.滑车沿导轨运动,滑车上安装两个定滑轮,钢丝绳一端固定,另一端依次通过滑车上的两个定滑轮、滑车下部的一个动滑轮,桁架上的一个定滑轮,连接刹车配重机构.太阳翼展开过程中,在滑车沿导轨做水平方向的一维运动的同时,滑车上的动滑轮和刹车配重机构一起做竖直方向的一维运动;太阳翼展开到位时,传感器检测到铰链锁定信号,该信号触发刹车配重机构,刹车配重机构通过挤压钢丝绳实现配重快速制动,以快速消耗掉配重的能量,避免对太阳翼锁定、铰链冲击造成影响.

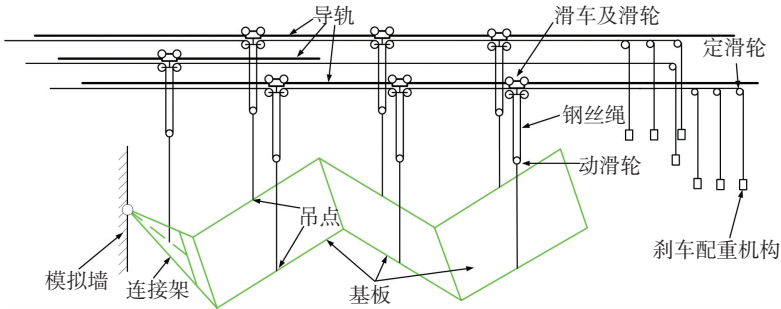


图 1 太阳翼板面水平展开试验方法

Fig.1 Method for horizontal deployable experiment of satellite solar array

2 仿真分析

2.1 运动学建模与仿真

2.1.1 运动学建模

如图 2 所示,太阳翼由 3 块基板和 1 个连接架组成,其中 OA 为连接架,AB、BC、CD 分别为内板、中板、外板.设连接架长度为 $l_0 = 2a_0$,质心偏心距为 e_0 ,各基板长度均为 $l = 2a$,且质心在基板几何中心,则运动学方程为

$$\begin{cases} x_0 = (a_0 + e_0) \cos \varphi, y_0 = 2a_0 - (a_0 + e_0) \sin \varphi; \\ x_i = [2a_0 + (2i - 1) a] \cos \varphi, y_i = 2a_0 - (2a_0 - a) \sin \varphi. \end{cases}$$

通过式(1)对时间 t 作一次和二次微分可得:

$$\begin{cases} x_0' = -(a_0 + e_0) \sin \varphi \varphi', \\ y_0' = -(a_0 + e_0) \cos \varphi \varphi', \\ x_i' = -[2a_0 + (2i - 1) a] \sin \varphi \varphi', \\ y_i' = -(2a_0 - a) \cos \varphi \varphi'. \\ x_0'' = -(a_0 + e_0) [\sin \varphi \varphi'' + \cos \varphi (\varphi')^2], \\ y_0'' = -(a_0 + e_0) [\cos \varphi \varphi'' - \sin \varphi (\varphi')^2], \\ x_i'' = -[2a_0 + (2i - 1) a] [\sin \varphi \varphi'' + \cos \varphi (\varphi')^2], \\ y_i'' = -(2a_0 - a) [\cos \varphi \varphi'' - \sin \varphi (\varphi')^2]. \end{cases}$$

(1) 式中 $i = 1, 2, 3$.

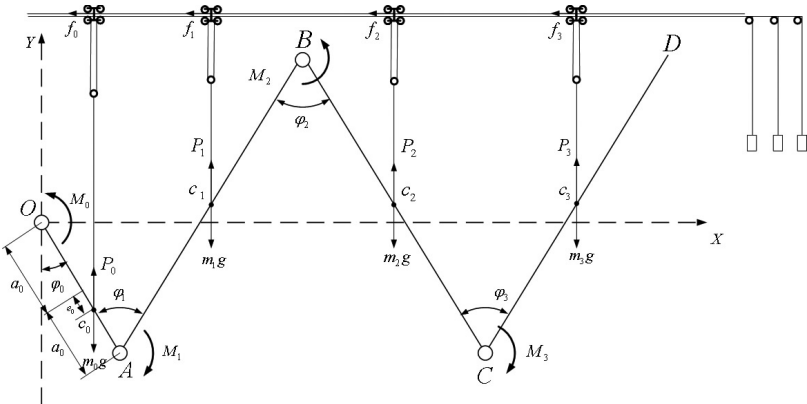
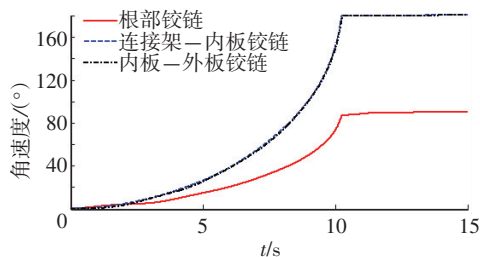


图 2 太阳翼板面水平展开运动学模型

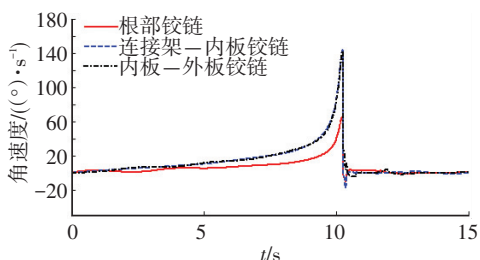
Fig.2 Kinematic model for horizontal deployable experiment of satellite solar array

2.1.2 运动学仿真

利用 ADAMS 多体动力学软件,建立太阳翼展开运动学模型,分析太阳翼展开运动,如图 3 所示.由图 3 可知,太阳翼在轨展开时间为 10.765 s;根部铰链展开角度为 90°,板间铰链展开角度为 180°;在展开过程中铰链展开角度和展开角速度较平稳变化,在锁定瞬时铰链展开角度和展开角速度变化大.



(a) 展开角度随时间变化曲线



(b) 展开角速度随时间变化曲线

图 3 太阳翼板面水平展开运动学仿真

Fig.3 Kinematic simulation for horizontal deployable experiment of satellite solar array

2.2 动力学建模与仿真

2.2.1 动力学建模

太阳翼地面展开试验时,主要受到铰链的驱动

力、CCL 的拉力,太阳翼的重力、吊绳的拉力、导轨的摩擦力,空气阻力等,其受力过程复杂.为便于分析,动力学建模时只考虑铰链的驱动力、太阳翼的惯性力、导轨的摩擦力,忽略 CCL 的拉力和空气阻力的影响,建立动力学方程,如图 4 所示.

根部铰链点 O 与板间铰链点 A 、 B 、 C 的驱动扭簧产生的驱动力矩为 T_q 分别为

$$T_{q0} = T_{q0}^0 - K_{q0}\varphi_0,$$

$$T_{qi} = T_{qi}^0 - K_{qi}(\varphi_{i-1} + \varphi_i), (i = 0, 1, 2, 3).$$

式中: T_{qi}^0 为初始太阳翼合拢状态各驱动扭簧的扭矩值, K_{qi} 为弹性常数.

根据质心运动定理和相对于质心的动量矩定理建立微分方程为

$$\begin{cases} \sum F_i^x - f_i = m_i \ddot{x}_i, \\ P_i(\ddot{y}_i) - m_i g + \sum F_i^y = m_i \ddot{y}_i, \\ \frac{d}{dt}(J_{Ci} \omega_i) = M_i + M_{i+1} + \sum M_C(F_i) + (-1)^i f_i L_i(y_i). \end{cases}$$

式中: J_{Ci} 为连接架和各基板相对各自质心的转动惯量; $\sum F_i^x$ 、 $\sum F_i^y$ 分别为作用在第 i 块基板上由铰链产生的约束反力之和,可由各板质心加速度求得; P_i 为各质心吊点钢丝绳的拉力,可由配重重力与 $\ddot{y}_i$ 的函数表示; $\sum M_C(F_i)$ 为约束反力对第 i 块基板质心产生的力矩; M_i 为第 i 个铰链处驱动力矩和阻力矩之和 $M_i = T_{qi} + T_{Li} - T_{zi}$, 对外板只有一个铰链相接,应舍去 M_{i+1} 项; f_i 为各质心吊点对应的滑车与导轨之间的摩擦力; L_i 为滑车到吊点的竖直距离.

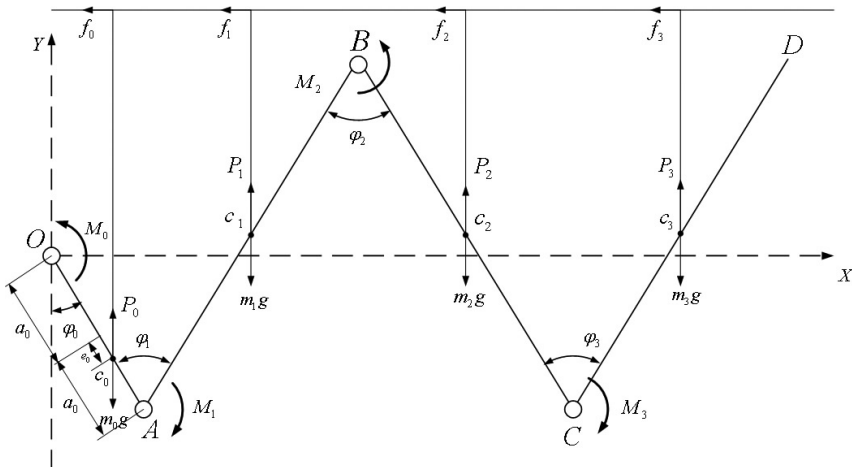


图 4 太阳翼板面水平展开动力学模型

Fig.4 Dynamics model for horizontal deployable experiment of satellite solar array

2.2.2 动力学仿真^[11-13]

运用 ADAMS 软件分析太阳翼展开时铰链撞击载荷,以考核太阳翼铰链展开锁定的安全性,见图 5 和表 1.由图 5 和表 1 可知:太阳翼在 0 ~

10.765 s 的展开过程中,铰链撞击载荷基本为 0;当太阳翼运动到 10.765 s 时,铰链受到较大撞击载荷,铰链撞击载荷最大值为 2 235 N,出现在板间铰链 3 处.

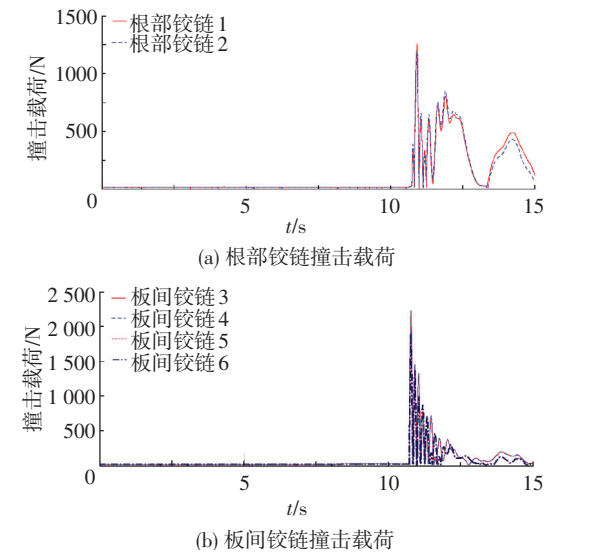


图 5 铰链冲击载荷

Fig.5 Hinges impact load

表 1 铰链冲击载荷峰值

Tab.1 Peak value of hinges impact load

部位	峰值/N	峰值宽度/s
根部铰链 1	1 258	0.10
根部铰链 2	1 182	0.09
板间铰链 3	2 235	0.06
板间铰链 4	2 232	0.06
板间铰链 5	1 913	0.05
板间铰链 6	1 914	0.06

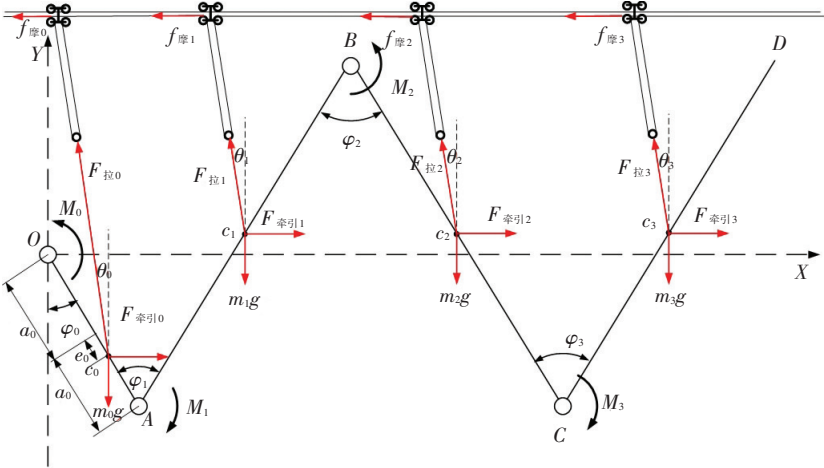


图 6 摩擦力影响数学模型

Fig.6 Mathematical model of friction

表 2 摩擦力对水平展开试验的影响

Tab.2 Influence of friction on horizontal deployable experiment

连接架上摩擦力/N	各基板上摩擦力/N	水平展开锁定时间/s
0	0	10.765
0.05	0.2	11.780
0.10	0.4	13.200
0.15	0.6	15.270
0.20	0.8	18.830
0.25	1.0	27.780

3 误差分析

太阳翼水平展开试验方法的影响因素主要有：摩擦力大小、配重质量偏差、吊挂质心偏差、空气阻力、钢丝绳柔性以及导轨变形等.本文采用控制变量法,分别对摩擦力、配重质量偏差、吊挂质心偏差进行分析,为后续试验验证提供指导.

3.1 摩擦力影响分析

太阳翼水平展开试验时,摩擦力主要在钢丝绳与定滑轮间、钢丝绳与动滑轮间、滑车与导轨间存在,为分析方便,将其统一转化为滑车与导轨间的摩擦力,且不考虑配重质量偏差、吊挂质心偏差等影响,建立摩擦力误差数学模型,如图 6 所示.

以某一吊点为研究对象,由达郎贝尔原理可知

$$\vec{F}_{拉} + \vec{mg} + \vec{F}_{牵引} + \vec{f}_{摩} = 0.$$

式中: $F_{牵引} = F_{拉} \sin \theta$, $f_{摩} = u(F_{拉} \cos \theta - mg)$

对整个系统,其系统摩擦力和摩擦阻力做功为

$$\begin{cases} \sum_{i=0}^3 f_{摩i} = \sum_{i=0}^3 u_i (F_{拉i} \cos \theta_i - m_i g), \\ W_{牵引阻力} = \sum_{i=0}^3 F_{牵引i} l_i \cos \varphi_i = \sum_{i=0}^3 F_{拉i} \sin \theta_i l_i \cos \varphi_i, \end{cases}$$

进一步,针对运动学仿真模型进行摩擦力影响因素分析,仿真结果见表 2.

由误差模型及表 2 可知:1) 太阳翼带动滑车一起运动,由于导轨摩擦力的存在,导致滑车运动滞后于太阳翼吊点运动;2) 当导轨摩擦力增大时,太阳翼展开锁定时间将延长.

3.2 配重质量影响分析

配重质量是影响太阳翼水平展开试验的主要因素,选取各板的初始质心位置为坐标原点,建立配重质量偏差数学模型,如图 7 所示.

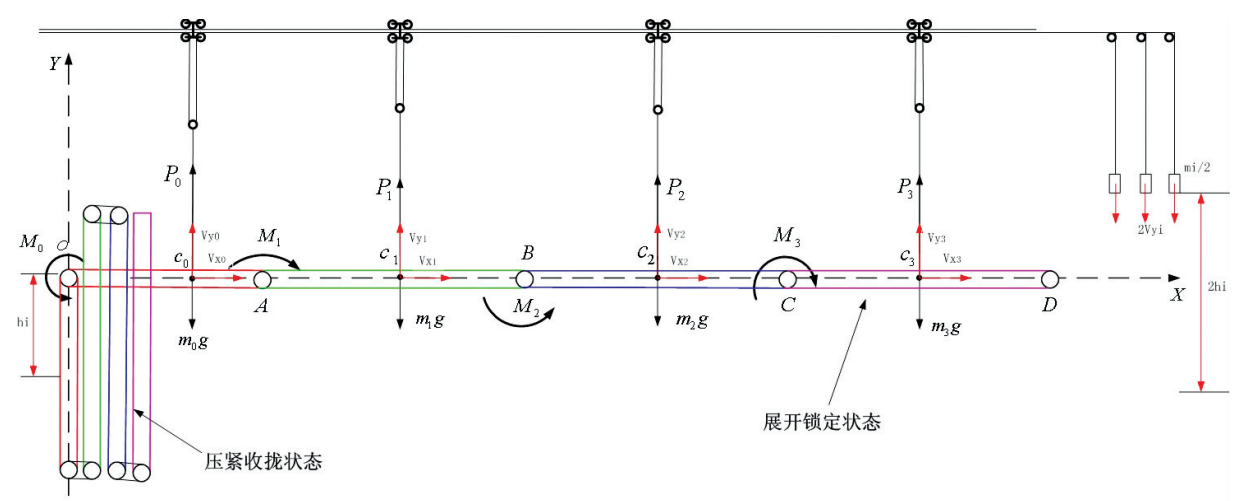


图 7 配重质量偏差数学模型

Fig.7 Mathematical model of mass deviation

太阳翼分收拢、展开两个状态,采用能量法分析,太阳翼的能量变化为

$$W_{\text{太阳翼}} = T_{\text{太阳翼}} + V_{\text{太阳翼}} = \frac{1}{2} \sum_{i=0}^3 J_i \alpha_i^2 + \frac{1}{2} \sum_{i=0}^3 m_i v_{xi}^2 + \frac{1}{2} \sum_{i=0}^3 m_i v_{yi}^2 + \sum_{i=0}^3 m_i g h_i. \quad (2)$$

配重块的能量变化为

$$W_{\text{配重块}} = T_{\text{配重块}} - V_{\text{配重块}} = \sum_{i=0}^3 m_i v_{yi}^2 - \sum_{i=0}^3 m_i g h_i, \quad (3)$$

则由能量守恒定律,联立式(2)~(3)得:

$$T_{qi} = W_{\text{太阳翼}} + W_{\text{配重块}} = T_{\text{太阳翼}} + V_{\text{太阳翼}} + T_{\text{配重块}} - V_{\text{配重块}} = \frac{1}{2} \sum_{i=0}^3 J_i \alpha_i^2 + \frac{1}{2} \sum_{i=0}^3 m_i v_{xi}^2 + \frac{1}{2} \sum_{i=0}^3 m_i v_{yi}^2 + \sum_{i=0}^3 m_i g h_i + \sum_{i=0}^3 m_i v_{yi}^2 - \sum_{i=0}^3 m_i g h_i = \frac{1}{2} \sum_{i=0}^3 J_i \alpha_i^2 + \frac{1}{2} \sum_{i=0}^3 m_i v_{xi}^2 + \frac{1}{2} \sum_{i=0}^3 m_i v_{yi}^2.$$

针对运动学模型开展配重质量对水平展开试验

的影响因素分析,仿真结果见表 3.

表 3 配重质量对水平展开试验的影响

Tab.3 Influence of mass deviation on horizontal deployable experiment

连接架配重偏差/g	各基板配重偏差/g	水平展开锁定时间/s	角速度 $\theta'/(\text{rad} \cdot \text{s}^{-1})$	速度 $v'/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$
0	0	10.765	0.576	0.314
-20	-20	11.450	0.398	0.217
-30	-30	无法展开锁定	—	—
+20	+20	10.730	0.486	0.265
+30	+30	无法展开锁定	—	—

由误差模型及表 3 可知:1) 水平展开试验时,太阳翼扭簧释放的能量转化为太阳翼水平、竖直两方向的动能、太阳翼的转动动能和配重块的动能;2) 单点配重质量影响展开试验时间.当单点配重质量减少时,展开试验时间延长;当单点配重质量增加时,展开试验时间缩短;3) 当单点配重质量偏差大于 $\pm 30 \text{ g}$ 时,太阳翼无法展开锁定.

3.3 吊挂质心影响分析

太阳翼吊挂质心对水平展开试验也有重要影响,建立吊挂质心偏差数学模型,如图 8 所示.

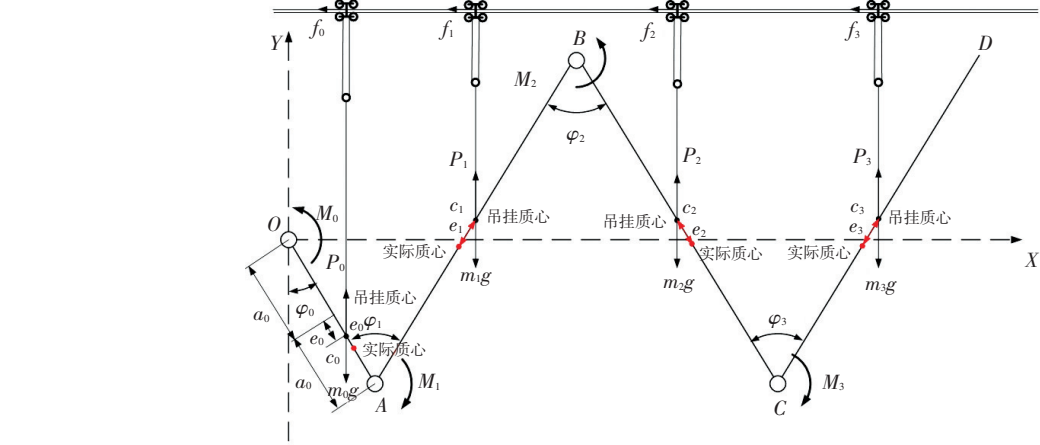


图 8 吊挂质心偏差数学模型

Fig.8 Mathematical model of centroid deviation

假设太阳翼各板质心位置偏差为 e_i , 对各转动轴取力矩, 则由质心位置偏差引起的能量损耗为

$$W_{\text{质心偏差}} = \sum_{i=0}^3 (P_i - m_i g) e_i \sin \theta \cdot l_i.$$

针对运动学模型开展吊挂质心偏差对水平展开试验的影响因素分析, 仿真结果见表 4.

表 4 吊挂质心偏差对水平展开试验的影响
Tab4 Influence of centroid deviation on horizontal deployable experiment

连接架偏 移量/mm	各基板偏 移量/mm	水平展开锁 定时间/s	能量损耗/J
0	0	10.765	0
5	5	13.568	0.113
10	10	16.785	0.226
20	20	21.648	0.452
30	30	无法展开锁定	0.678

由误差模型及表 4 可知: 1) 吊挂质心位置影响水平展开试验时间. 当吊挂质心偏差增大时, 质心偏差引起的能量损耗增加, 水平展开锁定时间延长; 2) 当吊挂质心偏差大于 30 mm 时, 其产生的附加力矩会阻止太阳翼的展开, 太阳翼无法展开锁定.

4 试验验证

选取某型号卫星太阳翼开展试验验证, 考核其展开运动学、展开动力学特性, 验证太阳翼水平展开试验方法的可行性.

4.1 运动学特性测试

针对吊点进行展开过程中运动学特性分析, 如图 9 所示, 在太阳翼同一侧贴 8 个编码点, 用辰维 MPS 实时工业摄影测量系统对太阳翼展开过程进行实时监测, 该测量系统测量范围 $\geq 8\,000\text{ mm} \times 1\,500\text{ mm}$, 测量精度优于 0.5 mm, 测量速度 $\geq 10\text{ 帧/s}$.

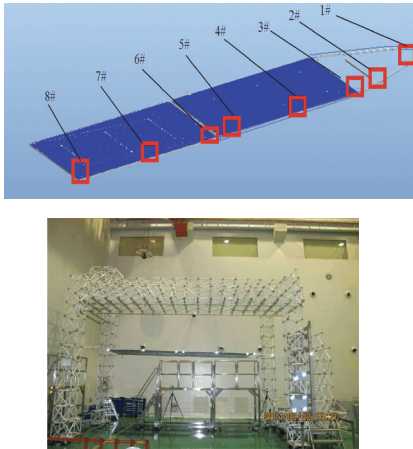


图 9 太阳翼吊点运动轨迹测量方法

Fig.9 Kinematic test method for horizontal deployable experiment

如图 10 所示, 选择内板吊点分析其运动特性, 从测得的各吊点“ $s-t$ ”、“ $v-t$ ”、“ $a-t$ ”曲线, 并与仿真结果

比对, 见表 5.

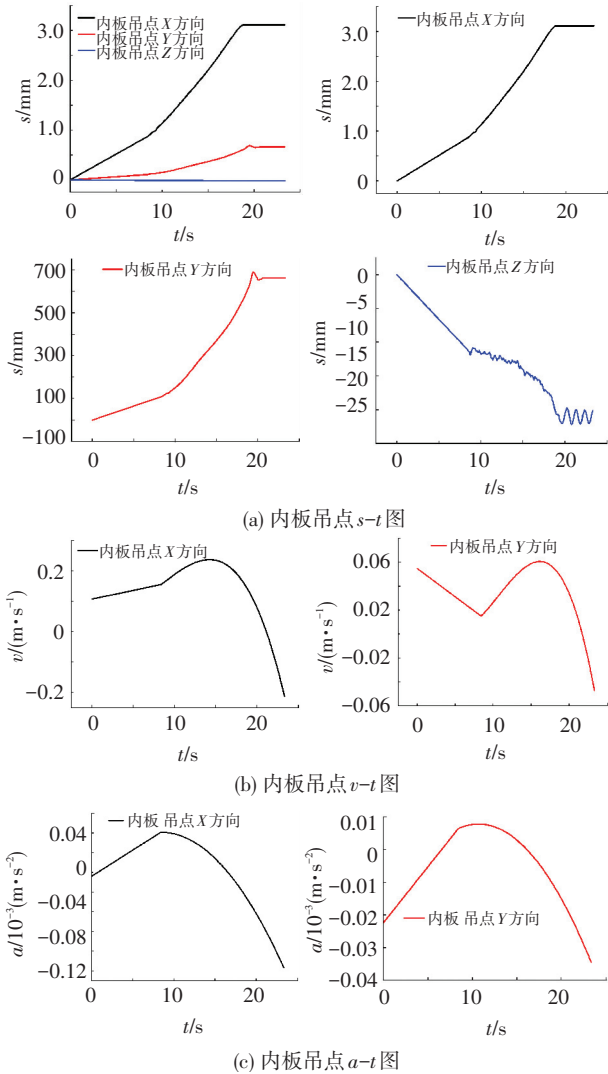


图 10 内板吊点运动特性测量

Fig.10 Kinematic test rest for horizontal deployable experiment

通过表 5 可知: 1) 由“ $s-t$ ”曲线可知, 各吊点位移运动规律与在轨仿真相同, 同时各点在展开过程中运动较平稳, 没有出现位移突变; 2) 由“ $v-t$ ”曲线可知, 各吊点 X 方向最大速度中外板 (0.50 m/s) $>$ 内板 (0.25 m/s) $>$ 连接架 (0.08 m/s); Y 方向最大速度中连接架 (0.15 m/s) $>$ 内板 (0.06 m/s) $>$ 外板 (0.05 m/s). 与仿真结果相比, 其趋势相同, 数值小于在轨值, 这是由地面展开试验的摩擦力、风阻等造成的, 合乎逻辑; 3) 由“ $a-t$ ”曲线可知, X 方向最大加速度中 k 外板 (0.050 m/s^2) $>$ 内板 (0.020 m/s^2) $>$ 连接架 (0.015 m/s^2); Y 方向最大加速度中连接架 (0.020 m/s^2) $>$ 内板 (0.005 m/s^2) $>$ 外板 (0.005 m/s^2). 与仿真结果相比, 其趋势相同, 数值小于在轨值, 原因与 2) 相同; 4) 由于地面摩擦力和空气阻力的影响, 展开试验测试时间大于在轨仿真值. 对比试验与仿真结果说明, 水平展开试验各点运动规律与在轨展开运动规律相似.

表 5 仿真与测试结果比对

Tab.5 Comparison on simulation and test results

测试项目	仿真分析						试验测试					
	连接架吊点		内板吊点		外板吊点		连接架吊点		内板吊点		外板吊点	
	X 轴	Y 轴	X 轴	Y 轴	X 轴	Y 轴	X 轴	Y 轴	X 轴	Y 轴	X 轴	Y 轴
位移/m	1.05	0	3.10	0	5.80	0	1.050	0	3.10	0	5.80	0
速度/(m·s ⁻¹)	0	0.28	0	0.07	0	0.07	0.080	0.15	0.25	0.060	0.50	0.050
加速度/(m·s ⁻²)	0.04	0	0.08	0	0.14	0	0.015	0.02	0.02	0.005	0.05	0.005

4.2 铰链冲击载荷测试

铰链冲击载荷测试共在 6 个位置布置传感器,测量 X、Y、Z 这 3 个方向的冲击响应,共计 18 个通道,分别采集各测点的加速度信号,各测点的测试与仿真结果对比见表 6.

表 6 测试与仿真结果比对

Tab.6 Comparison on simulation and test results

测点	测试项目	加速度/g	峰值宽度/ms
1 号点	仿真值	200.0	100
	测试值(最大)	59.0	16
2 号点	仿真值	200.0	90
	测试值(最大)	69.0	18
3 号点	仿真值	180.0	60
	测试值(最大)	16.0	24
4 号点	仿真值	180.0	60
	测试值(最大)	9.5	30
5 号点	仿真值	160.0	50
	测试值(最大)	123.0	19
6 号点	仿真值	160.0	60
	测试值(最大)	76.0	20

由表 6 可知:1)铰链的实测锁定顺序与仿真锁定顺序相同.实测锁定先后顺序为外板、内板、连接架,外内板时差约 500 ms,内板与连接架时差10 ms;仿真锁定先后顺序为外板、内板、连接架,外内板时差约 60 ms,内板与连接架时差约 150 ms.2)铰链实测冲击载荷均小于仿真值.铰链实测冲击载荷大小依次为 5、6 点>1、2 点>3、4 点.3)铰链实测峰值震荡时间均小于仿真值.

5 结 论

- 1)该方法要求太阳翼各吊点配重质量偏差小于 30 g、各吊点吊挂质心偏差小于 30 mm、系统摩擦力越小越好,满足铰链锁定冲击载荷安全性要求.
- 2)试验表明,太阳翼水平展开运动规律与在轨展开运动规律相吻合,满足卫星太阳翼展开试验要求.
- 3)相比传统展开试验方法,该方法避免了卫星姿态翻转,确保了光学载荷指向精度,节省了展开试验准备时间.

参考文献

[1] 马兴瑞,于登云,孙京,等.空间飞行器展开与驱动机构研究进展[J].宇航学报,2006,27(6):1123-1131. DOI: 10.3321/j.issn:1000-1328.2006.06.001.

MA Xingrui, YU Dengyun, SUN Jing, et al. The researching evolvement of spacecraft deployment and driving mechanism[J]. Journal of Astronautics, 2006,27(6):1123-1131. DOI: 10.3321/j.issn:1000-1328.2006.06.001.

[2] 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. DOI: 10.3969/j.issn.1673-1379.2012.01.020.

CONG Qiang. An investigation into gravity compensation equipment for space mechanisms[J]. Spacecraft Environment Engineering,2012,29(1):92-99. DOI: 10.3969/j.issn.1673-1379.2012.01.020.

[3] 任守志,刘立平.零重力试验装置对太阳翼展开的影响分析[J].航天器工程,2008,17(6):73-78. DOI: 10.3969/j.issn.1673-8748.2008.06.011.

REN Shouzhi, LIU Liping. Influence of the Zero-gravity test facility on the solar array's deployment test[J]. Spacecraft Engineering,2008,17(6):73-78. DOI: 10.3969/j.issn.1673-8748.2008.06.011.

[4] SCHULTHEIS D. Gravity compensation of deployable solar arrays for small spacecraft[D]. Cambridge: University of Cambridge, 2003.

[5] ALAN J P, BRIAN R S. Spacecraft solar array technology trends[J]. IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, 2011,26(8):17-28. DOI: 10.1109/AERO.1998.686813.

[6] ZUCKERMANDEL J W, ENGER S, GUPTA N. Design, build, and testing of TacSat thin film solar arrays[C] // Proceedings of the 4th International Energy Conversion Engineering Conference. San Diego: AIAA, 2006: 4198-4210.

[7] NOBUAKI N, SHOICHI L, YOSHIAKI T, et al. Design and experimental production of small deployable mesh type reflector antenna [C]//Proceedings of the 44th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Norfolk, VA: AIAA, 2013:1581-1589.

[8] CAMPBELL D, BARRETT R, LAKE M, et al. Development of a novel, passively deployed solar array[C]//Proceedings of the 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Newport, RI: AIAA, 2006: 2080-2087.

[9] SANTONI F, PIERGENTILI F, DONATI S, et al. Designing and realization of an innovative deployable solar panel system for cubesats[C] //Proceedings of the 63rd International Astronautical Congress. Naples, Italy: IAC, 2012: 7119-7127.

[10] SPENCE B, WHITE S, WILDER N, et al. Next generation ultraflex solar array for nasa's new millennium program space technology 8[C] //2005 IEEE Aerospace Conference. Big Sky: IEEE,2005:1539-1551. DOI:10.1109/AERO.2005.1559374.

[11] 郭其威,苟永杰,何岗.太阳电池阵地面展开仿真技术与试验验证[J].空间科学学报,2009,29(1):59-63. DOI:10.11728/cjss2009.01.059.

GUO Qiwei, GOU Yongjie, HE Gang. Ground dynamics experiment of simulation and solar array[J]. Chinese Journal of Space Science, 2009, 29(1):59-63. DOI:10.11728/cjss2009.01.059.

[12] 王晔,陈天智,柴洪友.太阳翼地面展开锁定的动力学仿真分析[J].航天器工程,2011,20(3):86-92. DOI:10.3969/j.issn.1673-8748.2011.03.014.

WANG Xian, CHEN Tianzhi, CHAI Hongyou. Dynamics simulation analysis of solar array ground deployment and locking [J]. Spacecraft Engineering,2011,20(3):86-92. DOI: 10.3969/j.issn.1673-8478.2011.03.014.

[13] 刘锦阳,洪嘉振.卫星太阳电池阵的钢-柔耦合动力学[J].空间科学学报,2004,24(5):367-372.

LIU Jinyang, HONG Jiazhen. Rigid-Flexible coupling dynamics of satellite solar battery[J]. Chinese Journal of Space Science, 2004,24(5):367-372.

(编辑 张 红)