

doi: 10.7690/bgzdh.2026.02.003

卫星多机构一体式高效展开试验方法

刘晓飞, 侯鹏, 王华, 刘仁伟, 陈瑞启, 吴晨
(中国航天科技集团第八研究院上海卫星装备研究所, 上海 200240)

摘要: 为减少卫星姿态转换和试验状态反复建立, 提高卫星空间机构展开测试效率, 提出一种卫星多机构一体式高效展开试验方法。采用星载式重力卸载新模式、多机构一体式展开方法, 开展卫星-装置一体化展开试验设计、多机构空间力学耦合分析、运动学及动力学分析、展开锁定冲击影响以及展开型面精度分析等, 完成多机构一体式地面展开试验验证。结果表明: 相比传统试验方法, 该方法能更真实地模拟卫星在轨展开时序和展开状态; 机构重复展开测试数据一致性较好, 展开试验效率更高; 可广泛应用于批产卫星的高效、高质量研制。

关键词: 星载卸载; 多机构一体式展开; 空间力学耦合分析; 运动学及动力学分析; 冲击影响及精度分析
中图分类号: TP301.6; V416.6 **文献标志码:** A

Satellite Multi-mechanism Integrated and Efficient Deployment Test Method

Liu Xiaofei, Hou Peng, Wang Hua, Liu Renwei, Chen Ruiqi, Wu Chen
(Shanghai Institute of Spacecraft Equipment, No. 8 Academy,
China Aerospace Science and Technology Corporation, Shanghai 200240, China)

Abstract: In order to reduce satellite attitude conversion and repeated establishment of test state, and improve the efficiency of satellite space mechanism deployment test, an efficient deployment test method of satellite multi-mechanism integration was proposed. By adopting the new mode of satellite-borne gravity unloading and the multi-mechanism integrated deployment method, the satellite-device integrated deployment test design, multi-mechanism space mechanics coupling analysis, kinematics and dynamics analysis, the impact of deployment locking and the accuracy analysis of deployment profile are carried out, and the multi-mechanism integrated ground deployment test verification is completed. The results show that, compared with the traditional test method, this method can simulate the deployment sequence and deployment state of the satellite in orbit more realistically; the consistency of the repeated deployment test data of the mechanism is better, and the deployment test efficiency is higher; it can be widely applied to the efficient and high-quality development of the batch production satellite.

Keywords: spaceborne unloading; multi-mechanism integrated deployment; spatial mechanics coupling analysis; kinematics and dynamics analysis; impact effect and accuracy analysis

0 引言

卫星空间可展机构地面展开测试是其研制阶段的重要考核内容。为保证卫星在轨任务一次成功及长期稳定服役, 需对展开机构进行充分测试验证, 以保证展开性能和展开可靠性, 并对展开精度进行评估。齐乃明等^[1-2]对空间机构地面微重力模拟试验方法和装备进行了系统性梳理并提出适用范围; 励红峰等^[3-5]开展了经典空间机构零重力展开装置设计及理论方法研究; 李海月等^[6-9]、针对多自由度可展机构、空间望远镜、火星车转移坡道等新型复杂展开机构进行了展开方案设计与试验验证。

传统卫星空间可展机构展开方法主要有气浮法和悬挂法, 两者以气浮平台或悬挂架为受力支撑点: 一套装备配置、一套展开机构且一次试验只展开一类机构; 不同测试阶段需建立不同试验状态且复杂;

试验准备时间长, 展开效率较低。面对批产卫星的流水线式、低成本、高效快速研制等新需求, 需开展新型快速的展开试验方法研究。

笔者提出一种星载式多机构高效展开方法, 实现了卫星在同一种状态下全部可展机构的高精度集成、高效率展开测试, 重点进行运动学及动力学分析^[10-16]、冲击响应分析、展开精度分析及地面试验验证。结果表明: 该方法更真实地模拟了卫星在轨展开运动、试验效率更高, 可广泛应用于太阳翼、天线、机械臂等空间展开机构研制。

1 试验方法

采用星下卸载装置装调、星上直接展开方式。具体为: 1) 以地面基准进行卸载装置精度装调; 2) 建立卫星水平姿态; 3) 将展开装置吊装至卫星顶部; 4) 星上直接进行各机构展开测试; 5) 试验结

收稿日期: 2024-11-07; 修回日期: 2024-12-09

基金项目: 国防基础科研项目(JCKY2020203B039)

第一作者: 刘晓飞(1994—), 男, 辽宁人, 硕士。

束后将展开装置吊至地面。

设计多机构集成展开装置，布局卸载机构 1~5，每个卸载机构均配备位姿调整机构、力监控设备、阻尼稳速机构和冲击限位机构，实现卫星各展开机构的高精度力控卸载、稳定可靠展开和到位冲击抑制，如图 1 所示。

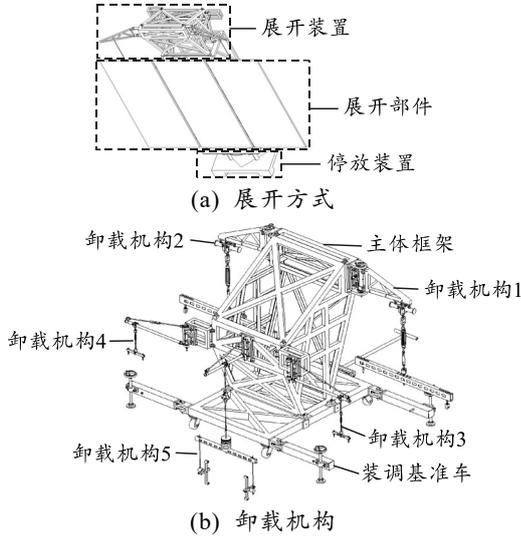


图 1 多机构一体式展开试验方法

2 仿真分析

2.1 空间力学建模与仿真

2.1.1 空间力学建模

如图 2 所示，星体受 5 大展开机构、卸载装置、大地的空间耦合力，包括拉力 \vec{F}_{Li} 、支反力 \vec{F}_{Mi} 、重力 G_i 、支持力 \vec{F}_N 、静摩擦力 \vec{f}_N 等，假设各力与 z 轴角度为 α_i 、 γ_i 、 η 、 θ ；与 y 轴角度为 β_i 、 δ_i 、 ν 、 φ ；与质心 o 距离为 $l_{i(x)}$ 、 $l_{i(y)}$ 、 $l_{i(z)}$ ，则卫星-展开装置空间耦合力学方程为：

$$F_x = \sum_{i=1}^5 (\vec{F}_{Li} \cdot \sin \alpha_i \cdot \sin \beta_i) + \sum_{i=1}^5 (\vec{F}_{Mi} \cdot \sin \gamma_i \cdot \sin \delta_i) + \vec{F}_N \cdot \sin \eta \cdot \sin \nu + \vec{f}_N \cdot \sin \theta \cdot \sin \varphi; \quad (1)$$

$$F_y = \sum_{i=1}^5 (\vec{F}_{Li} \cdot \sin \alpha_i \cdot \cos \beta_i) + \sum_{i=1}^5 (\vec{F}_{Mi} \cdot \sin \gamma_i \cdot \cos \delta_i) + \vec{F}_N \cdot \sin \eta \cdot \cos \nu + \vec{f}_N \cdot \sin \theta \cdot \cos \varphi; \quad (2)$$

$$F_z = \sum_{i=1}^5 (\vec{F}_{Li} \cdot \cos \alpha_i) + \sum_{i=1}^5 (\vec{F}_{Mi} \cdot \cos \gamma_i) + \vec{F}_N \cdot \cos \eta + \vec{f}_N \cdot \cos \theta - \sum_{i=0}^6 G_i; \quad (3)$$

$$T_x = \sum_{i=1}^5 (\vec{F}_{Li} \cdot \sin \alpha_i \cdot \sin \beta_i \cdot l_{i(x)}) + \sum_{i=1}^5 (\vec{F}_{Mi} \cdot \sin \gamma_i \cdot \sin \delta_i \cdot l_{i(x)}) + \vec{F}_N \cdot \sin \eta \cdot \sin \nu \cdot l_{6(x)} + \vec{f}_N \cdot \sin \theta \cdot \sin \varphi \cdot l_{6(x)}; \quad (4)$$

$$T_y = \sum_{i=1}^5 (\vec{F}_{Li} \cdot \sin \alpha_i \cdot \cos \beta_i \cdot l_{i(y)}) + \sum_{i=1}^5 (\vec{F}_{Mi} \cdot \sin \gamma_i \cdot \cos \delta_i \cdot l_{i(y)}) + \vec{F}_N \cdot \sin \eta \cdot \cos \nu \cdot l_{6(y)} + \vec{f}_N \cdot \sin \theta \cdot \cos \varphi \cdot l_{6(y)}; \quad (5)$$

$$T_z = \sum_{i=1}^5 (\vec{F}_{Li} \cdot \cos \alpha_i \cdot l_{i(z)}) + \sum_{i=1}^5 (\vec{F}_{Mi} \cdot \cos \gamma_i \cdot l_{i(z)}) + \vec{F}_N \cdot \cos \eta \cdot l_{6(z)} + \vec{f}_N \cdot \cos \theta \cdot l_{6(z)} - \sum_{i=0}^6 G_i \cdot l_{i(z)}; \quad (6)$$

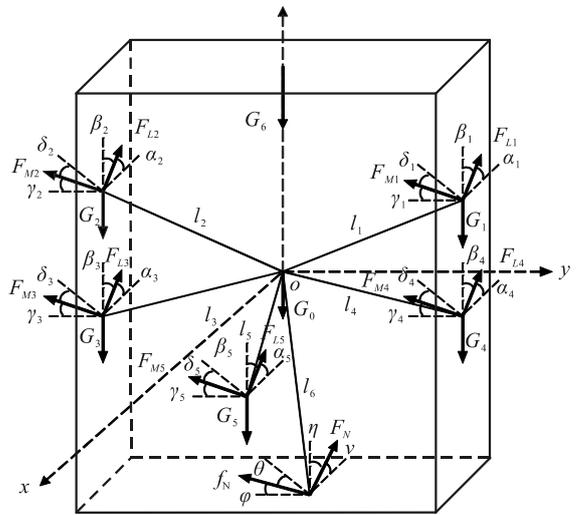


图 2 卫星-装置空间耦合力学模型

2.1.2 空间力学仿真

采用 Nastran 软件，传统方式和星载方式展开 90°时，分析两者极限受力工况，如图 3 所示。

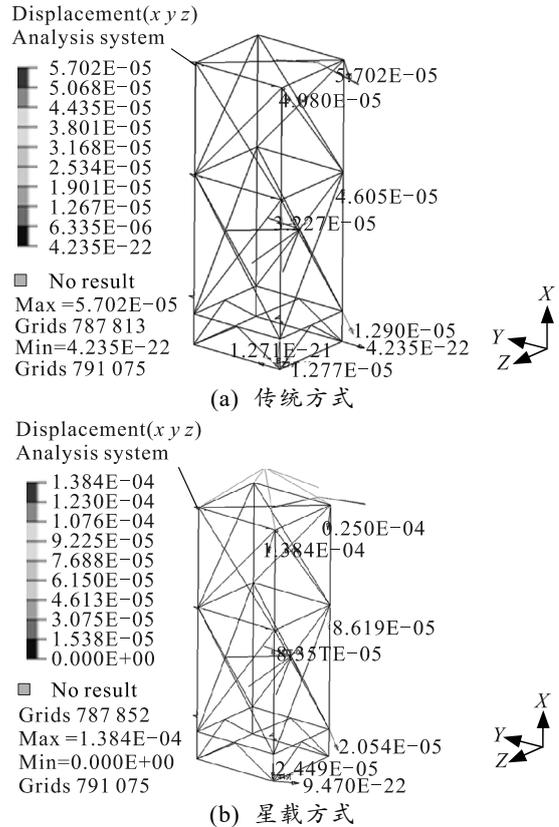


图 3 展开 90°时星体形变

由图 3 可知：传统展开方式星体最大变形约 58 μm ，星载展开最大变形约 138 μm ，卫星形变略微增大，但对机构展开影响较小。

2.2 运动学建模与仿真

2.2.1 运动学建模

如图 4 所示，卫星各展开机构同时由收拢到展开状态，假设各活动部件长度为 $2i$ ，活动关节长度为 l_i ， $i=a, b, c, d$ ；角度为 θ_j ， $\theta=\alpha, \beta, \gamma, \varphi, j=1, 2$ ；以星体质心 o 作为基准，则空间运动学方程为：

$$\ddot{x}_i = l_i \cdot [\cos \theta_1 \cdot \theta_1'' - \sin \theta_1 \cdot (\theta_1')^2] - K_{ir} \cdot [\sin \theta_2 \cdot \theta_2'' + \cos \theta_2 \cdot (\theta_2')^2]; \quad (7)$$

$$\ddot{y}_i = K_{ir} \cdot [\cos \theta_2 \cdot \theta_2'' - \sin \theta_2 \cdot (\theta_2')^2] - l_i \cdot [\sin \theta_1 \cdot \theta_1'' + \cos \theta_1 \cdot (\theta_1')^2]. \quad (8)$$

式中： K_{im} 、 K_{in} 为 i 、 m 、 n 取不同活动部件时的变值常数； K_{ir} 为 i 、 r 取不同活动部件时的定值系数； l_i 为不同活动部件的定值系数。

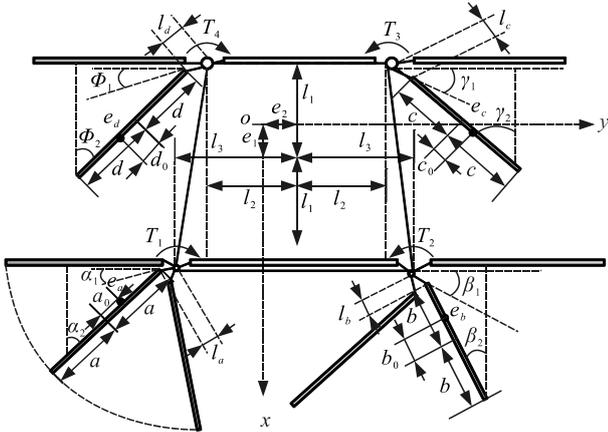


图 4 机构展开运动学模型

2.2.2 运动学仿真

采用 ADAMS 动力学软件，建立展开装置-卫星耦合的运动学模型，分析尺寸最大、重量最重、展开精度要求最高的机构运动学特性，如图 5 所示。

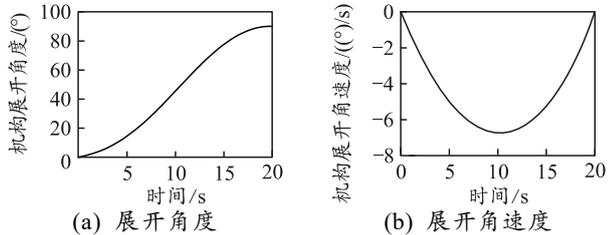


图 5 机构展开运动学仿真

由图 5 可知：机构展开 90° 过程顺滑平稳；展开角速度先增大后减小，符合展开试验运动规律。

2.3 动力学建模与仿真

2.3.1 动力学建模

该展开过程仅考虑驱动部件的静驱动力、惯性

力、工装附加阻力等，静驱动力矩为：

$$T_{qi} = T_{qi}^0 - K_{qi} \cdot \theta_i, \quad i=1, 2, 3, 4. \quad (9)$$

动力学方程为：

$$F_i^x - f_i^x = m_i \cdot \ddot{x}_i, \quad i=1, 2, 3, 4; \quad (10)$$

$$F_i^y - f_i^y = m_i \cdot \ddot{y}_i, \quad i=1, 2, 3, 4; \quad (11)$$

$$d(J_{ci} \cdot \theta_i) / dt^2 = T_{qi} - T_{gi}, \quad i=1, 2, 3, 4. \quad (12)$$

式中： F_i^x 、 F_i^y 为静驱动力； f_i^x 、 f_i^y 为工装附加阻力； J_{ci} 为转动惯量； T_{gi} 为工装阻力矩。

2.3.2 动力学仿真

分析尺寸最大、重量最重、展开精度要求最高的机构动力学特性，如图 6 所示。

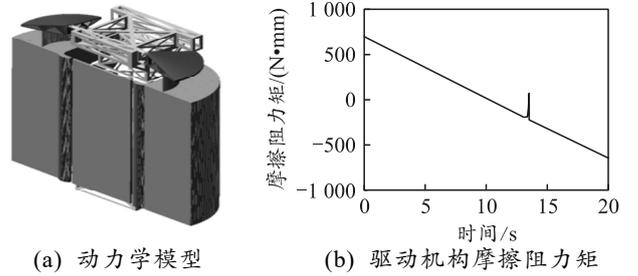


图 6 机构展开动力学仿真

由图 6 可知：驱动机构摩擦阻力矩在展开启动瞬间由 0 突变为最大，约为 $0.66 \text{ N}\cdot\text{m}$ ；过程由大变小再增大；锁定瞬间由最大突变为 0，符合展开规律。

3 误差分析

3.1 冲击稳定性建模与仿真

3.1.1 冲击稳定性建模

多机构同时展开到位对星体产生瞬时冲击，根据达朗贝尔原理：

$$\sum_{i=1}^4 \vec{F}_{gl} + \sum_{i=1}^4 \vec{G}_i + \sum_{i=1}^4 \vec{F}_{驱i} + \sum_{i=1}^4 \vec{f}_{阻i} = 0. \quad (13)$$

多展开机构、转动工装、重载电缆等展开后对星体产生了冲击惯性能量，星体将冲击能量转化为翻转力矩，如图 7 所示，则冲击能量方程为：

$$W_{冲击} = T_{转动} + T_{移动} = \frac{1}{2} \left(\sum_{i=1}^4 J_{ci} \cdot \theta_i^2 + \sum_{i=1}^4 J_{gi} \cdot \omega_{gi}^2 + \sum_{i=1}^4 J_{di} \cdot \omega_{di}^2 \right) + \frac{1}{2} \left(\sum_{i=1}^4 m_{ci} \cdot (v_{xci}^2 + v_{yxi}^2) + \sum_{i=1}^4 m_{gi} \cdot (v_{xgi}^2 + v_{ygi}^2) + \sum_{i=1}^4 m_{di} \cdot (v_{xdi}^2 + v_{ydi}^2) \right); \quad (14)$$

$$W_{星体翻转} = M_{星体翻转} \cdot \omega_{星体} = (m_{星体} + m_{工装} + m_{停放} + m_{配重}) \cdot g \cdot l_{远端} \cdot \omega_{星体}. \quad (15)$$

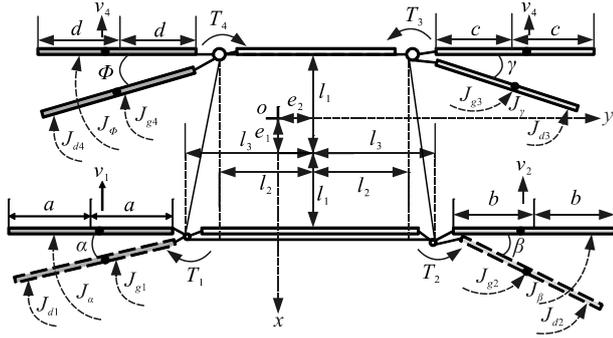


图 7 冲击数学模型

3.1.2 冲击稳定性仿真

分析尺寸最大、重量最重、展开精度最高的机构在展开到位瞬间，由于运动惯性对星体根部产生的冲击载荷，如图 8 所示。

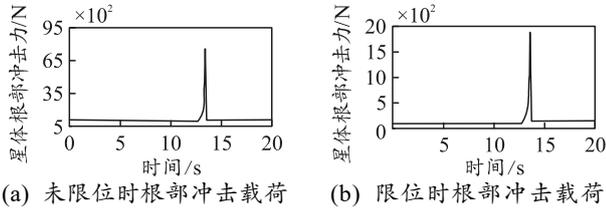


图 8 机构展开冲击载荷

由图 8 可知：展开锁定瞬间星体上部冲击载荷约为 6 700 N，冲击较大；进行限位装置设计后，冲击载荷降至 1 800 N 左右。

3.2 装置耦合建模与仿真

3.2.1 装置耦合建模

各展开机构同时由收拢到展开状态， T_{di}

为电缆阻力矩， T_{gi} 为工装摩擦阻力矩，展开精度模型如图 9 所示。根据功能关系，建立能量守恒方程：

$$W_{各活动部件} = T_{各活动部件} + V_{各活动部件} = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^4 J_{ci} \cdot \theta_i^2 + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^4 m_i \cdot (v_{xi}^2 + v_{yi}^2) + \sum_{i=1}^4 m_i \cdot g \cdot h_i; \quad (16)$$

$$W_{静驱动} = W_{驱动} - W_{阻力} = \sum_{i=1}^4 T_{qi} \cdot w_{qi} - \sum_{i=1}^4 T_{di} \cdot w_{di} - \sum_{i=1}^4 T_{gi} \cdot w_{gi} \quad (17)$$

式中 $\sum_{i=1}^4 m_i \cdot g \cdot h_i$ 可忽略不计，联立式(16)和(17)：

$$W_{工装耦合} = \sum_{i=1}^4 T_{qi} \cdot w_{qi} - \sum_{i=1}^4 T_{di} \cdot w_{di} - \frac{1}{2} \left(\sum_{i=1}^4 J_{ci} \cdot \theta_i^2 + \sum_{i=1}^4 m_i \cdot (v_{xi}^2 + v_{yi}^2) \right) \quad (18)$$

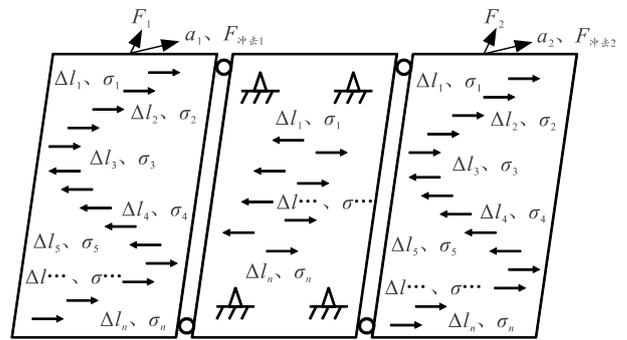


图 9 卫星-装置耦合展开精度模型

3.2.2 展开精度仿真

采用 ANSYS 软件，分别展开 0°、45°、90° 3 种工况，每种工况包括平衡加载、右板偏载 20 kg、左板偏载 20 kg 3 种方式，共 9 种典型状态，分析天线机构阵面精度，如表 1 和图 10—11 所示。

表 1 机构展开阵面精度

展开工况	平衡加载		右板多偏载 20 kg		左板多偏载 20 kg	
	$\Delta l/mm$	σ/MPa	$\Delta l/mm$	σ/MPa	$\Delta l/mm$	σ/MPa
0 释放	0.178 68	20.204	0.182 4	20.232	0.203 2	22.387
45°展开	0.209 44	21.176	0.215 4	21.391	0.247 8	24.836
90°到位	0.277 40	21.440	0.285 4	21.451	0.329 6	22.502

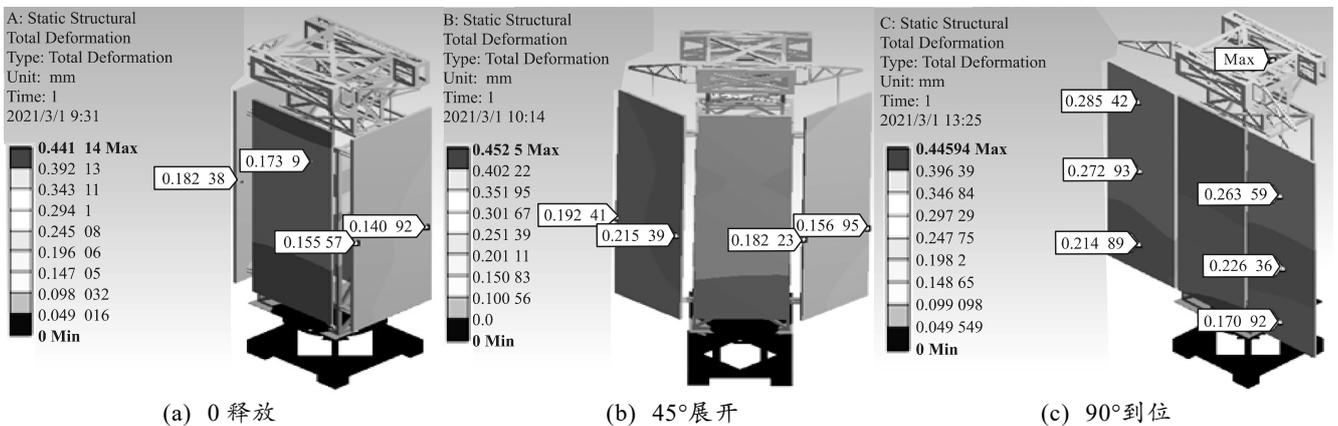


图 10 右板偏载 20 kg 时阵面变形

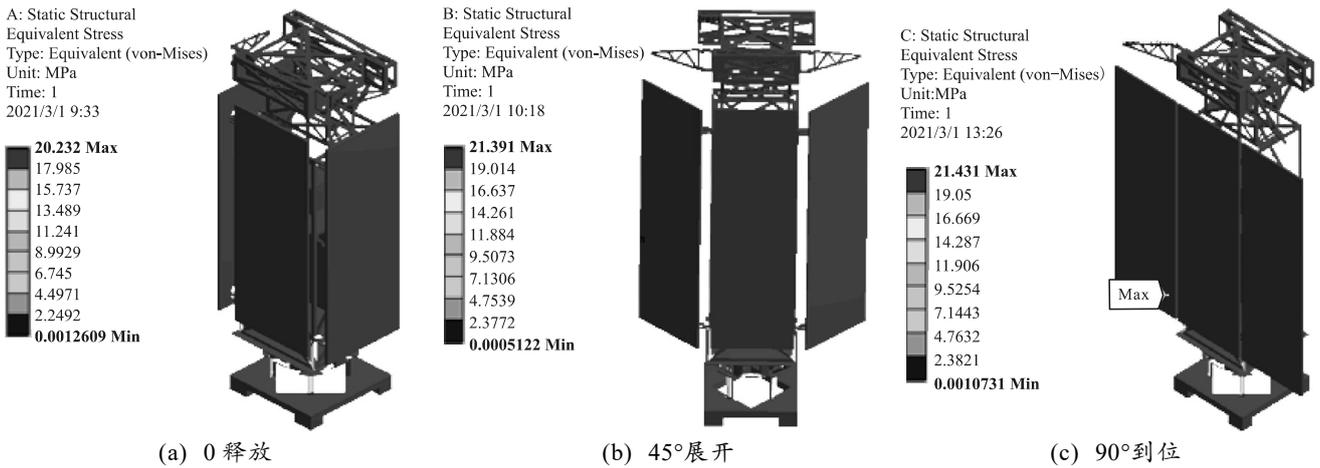


图 11 右板偏载 20 kg 时阵面应力

由图 11 可知：机构展开过程阵面变形逐渐增大，增量小于 0.13 mm；阵面应力均在 25 MPa 以内；9 种工况下，阵面最大变形为 0.329 6 mm，阵面精度良好。

星体最大变形约 0.11 mm，与仿真结果 0.193 mm 基本一致；星体强度满足展开要求。

4 试验验证

4.2 多机构一体式展开测试

选取某卫星和多个展开机构开展试验验证，考核展开精度指标等特性，验证该方法的可行性。

开展一体式展开试验验证，测试新型展开试验方法的展开性能和展开精度，如图 13 和表 3 所示。

4.1 星体形变测试

测量星体在机构展开状态下变形量，利用激光跟踪仪分别测量 3 种状态下靶标坐标值，解算星体承载状态下形变量，星体重力为 G_z 、工装重力为 G_g 、配重重力为 G_p ，如图 12 和表 2 所示。

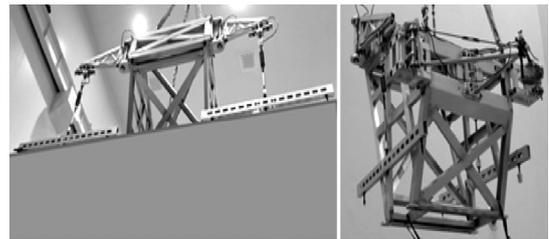


图 13 卫星五大机构一体式展开试验验证

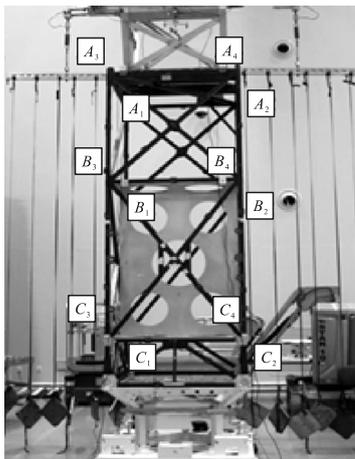


图 12 星体形变测试

表 3 阵面展开精度

展开时间/s	平面度/mm	中板指向精度/(°)	基准镜指向精度/(°)
6.5	1.45	-0.012 5	0.016 4
6.6	1.47	-0.012 6	0.016 5
6.5	1.46	-0.012 5	0.016 5

由表 3 可知：新型展开试验方法的展开时间、平面度、指向精度等测试结果较好，方法可行。

表 2 星体形变测试结果

l	G_z	G_z+G_g	$G_z+G_g+G_p$	Δl
A_1C_1	2 584.21	2 584.21	2 584.23	0.02
A_2C_2	2 601.11	2 601.10	2 601.14	0.04
A_3C_3	2 594.78	2 594.80	2 594.89	0.11
A_4C_4	2 603.68	2 603.71	2 603.78	0.10

由表 2 可知：星体承载增加，形变略微增大；

5 结论

- 1) 提出展开装置星载的微重力模拟方法为机构展开技术领域提供了新思路；
- 2) 相比传统试验方法，多机构一体式展开可满足多个机构的快速展开需求，提高了试验效率；
- 3) 形成一种卫星在 AIT 全流程研制阶段的通用化展开测试方法，且展开测试数据较稳定；
- 4) 结果表明，新型展开试验方法可实现卫星某展开机构展开后不收拢，再展开其他可展机构，更符合卫星在轨真实的先后展开时序与展开状态。