DOI: 10.3901/JME.2021.03.069

重力对大型可展开天线热变形测试结果 影响分析与验证*

王朋朋 王波 师甜 郑士昆 马小飞

(西安空间无线电技术研究所 西安 710100)

摘要: 研究重力对某大型可展开天线热变形测试结果的影响, 通过仿真计算和试验测试对重力影响程度进行了分析和验证。首先, 对大型可展开天线热变形来源进行了归类分析, 并从中找出了受重力场影响的关键因素。然后, 将重力场对各个误差来源的影响程度进行了详细分析, 影响以天线位移变化的形式给出, 并最终得出对整天线热变形的影响。最后, 对天线在卸载和不卸载状态下的热变形进行了测试, 测试结果显示, 对文中所指的大型可展开天线, 重力引起的热变形结果偏差均方根为 0.046 mm, 该误差与系统测试误差相当, 因此, 可以认为天线热变形测试结果对重力不敏感。

关键词: 重力影响; 热变形; 大型可展开天线

中图分类号: V474

Gravity Influence on Thermal Distortion of a Large Deployable Antenna

WANG Pengpeng WANG Bo SHI Tian ZHENG Shikun MA Xiaofei

(Xi'an Institute of Space Radio Technology, Xi'an 710100)

Abstract: Gravity influence on thermal distortion of a large deployable antenna is studied. Both numerical simulations and tests are extended together to evaluate and verify influence of gravity on thermal distortion results. Firstly, composition of the antenna thermal distortion is analyzed to find the main sources of differences which will change the thermal distortion results with gravity or without gravity. Secondly, the main sources of differences are estimated step by step, and the influences are given in form of displacements, then displacements of different parts are combined to get the final distortion of the antenna. Eventually, thermal distortion test of the antenna is conducted in zero g (by gravity off loading systems) and one g environment to verify the numerical analysis results.

Key words: gravity influence; thermal distortion; large deployable antenna

0 前言

型面变形控制对于星载天线尤其是星载大型可展开天线至关重要^[1-5], 由于重力场变化以及温度效应引起的反射器变形会影响天线型面稳定性进而引起天线射频性能的下降^[6-11], 因此, 如何降低星载天线的型面变形是天线结构设计中的关键问题, 航天领域学者在理论和工程应用上均进行了广泛的研究^[12-15]。WANG 等通过将压电作动器串联进柔性绳索解决了反射器的形状控制和变形校正问题^[16]。FANG 等展示了一种基于 PVDF 聚合物作动器的高

精度薄膜反射器形状控制系统, 并进行了 35 m 口径薄膜反射器的模型设计与形状控制仿真计算^[17]。GONZALEZ-VALDES 等研究了采用可变形副反射器对主反射器的热变形和重力变形进行补偿, 其主要优势在于该方法不需要进行大量的计算或优化工作, 因此特别适用于大口径天线的变形补偿^[18]。

在发射入轨前, 需要通过各种类型的地面试验对天线产品的环境适应性和稳定性进行验证考核, 试验通常包含但不仅限于振动试验、热真空试验、热变形试验、展开功能试验和射频性能测试等^[19-22]。地面试验成功的关键在于天线测试状态与在轨状态的一致性, 然而由于重力场的存在, 往往很难对试验的有效性作出准确的判定。据此, 工程界对结构重力变形的补偿方法进行了大量的摸索,

* 国家自然科学基金资助项目(U1537213)。20200302 收到初稿, 20200620 收到修改稿

其中少数补偿方法已经经过在轨飞行验证^[23-25]。GRESCHIK 等设计了一种机械结构简单的被动式重力补偿装置,该装置具有重量轻、对补偿对象干预少、高容差性等优势,可以用于中等尺寸太阳翼的重力补偿^[26]。TSUNODA 等发明的高精度重力卸载装置广泛应用于日本模块化大型可展开天线的展开试验中,该卸载装置由直流电动机、球铰链、电磁作动器、位移传感器等组成^[27]。

然而,就工程应用而言,重力卸载装置的使用还存在许多局限性,首先就是测试装置的尺寸限制。通常,卸载装置的尺寸包络远大于测试对象的尺寸包络。另外一个限制就是卸载装置的环境适应性问题,待测试天线的使用环境往往极为恶劣,以热变形测试为例,其温度跨度区间为 $-150\sim 115\text{ }^{\circ}\text{C}$,这就对重力卸载装置的适用性和稳定性提出了极高的要求。因此,从工程应用的经济性和可实现性考虑,首先需要评估重力场对测试结果的影响,以确认引入卸载装置的必要性,如果重力的影响可以忽略,则无需设计复杂的重力卸载装置。

本文研究了重力对某大型可展开天线热变形测试结果的影响,文章的主要内容如下:第二部分介绍了大型可展开天线的结构构成和天线热变形的主要影响因素;第三部分研究了重力对天线反射器主要部件的热变形影响结果,同时将各个部件的重力变形影响综合得出重力对整个天线热变形的影响;第四部分介绍了对大型可展开天线分别在有无重力卸载下进行热变形测试的情况;最后一部分给出了研究结论。

1 大型可展开天线结构形式

图 1 给出了某大型可展开天线的结构外形,其结构主体由展开机构、16 根沿圆周均布的天线肋、金属网面和张力索网等组成。展开机构用于实现天线的收拢和展开,天线肋为复合材料层合板结构,采用变截面构型以提高结构刚度。金属网面和张力的索网均包含预紧张力,通过调整预紧张力的大小可以对反射面的型面精度进行调整。

图 1 大型可展开天线结构外形

如图 2 所示,该大型可展开天线的热变形是展

开机构、天线肋、金属网和张力的索网等各个部件热变形的综合结果,其中,展开机构是天线肋、金属网和张力的索网的安装基础,因此,天线肋、金属网和张力的索网除了自身的弹性变形之外,还包含由于展开机构变形引起的刚体位移,由于天线肋尺寸大,展开机构的微小变形将会导致天线肋端部较大的位移量。

图 2 大型可展开天线热变形组成

2 重力对天线热变形的影响

2.1 对天线肋的影响

无重力状态下,当天线肋处于均匀温度场 T 时,天线肋的热变形可以表示为

$$\mathbf{u} = \mathbf{K}^{-1} \mathbf{P}_T \quad (1)$$

式中, $\mathbf{P}_T$ 为由于温度场 T 引起的节点温度载荷矩阵。

当天线肋处于重力场时,其在重力场下的初始变形为

$$\mathbf{u}^* = \mathbf{K}_*^{-1} \mathbf{P}_g \quad (2)$$

式中, $\mathbf{P}_g$ 为由于重力引起的节点惯性载荷矩阵。

当处于重力场的天线肋同时承受均匀温度载荷 T 时,其节点载荷矩阵为温度载荷矩阵 $\mathbf{P}_T$ 和惯性载荷矩阵 $\mathbf{P}_g$ 之和,表示为

$$\mathbf{u}^{**} = \mathbf{K}_*^{-1} (\mathbf{P}_T + \mathbf{P}_g) \quad (3)$$

因此,单独由于温度引起的变形量表示为

$$\mathbf{u}^{**} - \mathbf{u}^* = \mathbf{K}_*^{-1} (\mathbf{P}_T + \mathbf{P}_g) - \mathbf{K}_*^{-1} \mathbf{P}_g = \mathbf{K}_*^{-1} \mathbf{P}_T \quad (4)$$

最终,重力引起的天线肋热变形变化可以表示为

$$\delta = \mathbf{u} - (\mathbf{u}^{**} - \mathbf{u}^*) = (\mathbf{K}^{-1} - \mathbf{K}_*^{-1}) \mathbf{P}_T \quad (5)$$

因此,重力对天线肋热变形的影响取决于天线肋在有无重力场下的刚度一致性。天线肋在实际使用状态下,主要承受张力索网和金属网预紧张力引起的综合弯矩,而考虑重力与否表现为天线肋综合

弯矩的变化。如图 3a 所示, 设计了天线肋刚度测试对其在不同弯矩载荷下的刚度进行测定。测试中, 天线肋以悬臂状态安装在刚度足够大的测试工装上, 沿其长度方向均布若干个配重质量块, 用于模拟天线肋的真实受载状态。配重质量块包含 500 g 和 600 g 两种状态, 其对应的综合弯矩分别为 87.0 N·m 和 104.4 N·m, 两者之间的差值 17.4 N·m 约等于天线肋自重引起的弯矩, 因此, 500 g 和 600 g 配重下天线肋的刚度近似等效于考虑重力和不考虑重力时天线肋的刚度。

图 3 天线肋刚度测试

图 3b 给出了天线肋刚度测试曲线, 为了方便对比, 将天线肋的挠度进行了归一化处理。500 g 和 600 g 配重下, 天线肋自由端位移分别为 3.72 mm 和 4.46 mm, 对应的等效弯曲柔度系数分别为 3.566×10^{-5} rad/Nm 和 3.562×10^{-5} rad/Nm, 偏差量为 0.11%。根据热变形仿真预示结果, 天线肋在所有温度工况下的自由端位移量不超过 1.0 mm, 按照测定的天线肋柔度系数偏差结果, 考虑重力与否, 引起的天线肋自由端热变形偏差小于 0.001 mm ($1.0 \text{ mm} \times 0.11\%$)。

2.2 对张力索网的影响

初始长度 L_0 、材料拉伸弹性模量 E 、截面积 A 的张力索在预紧张力 F_0 下的长度 L_F 为

$$L_F = L_0 \left(1 + \frac{F_0}{EA} \right) \quad (6)$$

当该张力索温度变化 ΔT 时, 张力索的长度变化为

$$L_T = L_F (1 - \alpha \Delta T) \quad (7)$$

此时张力索的张力为

$$T = EA \frac{L_T - L_0}{L_0} = F_0 (1 - \alpha \Delta T) - EA \alpha \Delta T \quad (8)$$

张力索稳定性设计的关键是保持张力的恒定, 只有张力不变, 张力索才能表现出恒定的刚度特性。由式(8)可知, 当材料和尺寸确定后, 张力索中的最终张力仅取决于两个因素: 初始张力 F_0 和温度变化量 ΔT 。无重力环境下, 张力索中的初始张力为 F_0 , 而在重力环境下, 由于张力索自重会导致张力的增加。

图 4 给出了一根张力索的简化模型, 张力索初始张力为 F_0 , 初始长度为 $2L_0$, 将张力索重力简化为施加在张力索中部的集中力 mg , 则张力索在重力场下的力学平衡关系见式(9)^[28]。

图 4 张力索简化模型

$$\begin{cases} \frac{EA}{L_0} \Delta^3 + 2F_0 L_0 \Delta - mg L_0^2 = 0 \\ F_0 + \Delta F_0 = \frac{PL_0}{2\Delta} \end{cases} \quad (9)$$

对于拉伸弹性模量 10 GPa, 密度 1000 kg/m³, 直径 2 mm, 初始长度 600 mm 的张力索, 其重力挠度随初始张力的变化规律见图 5a, 由于重力引起的张力增加量随初始张力的变化规律见图 5b, 随着初始张力的增加, 张力索重力挠度和张力增加量急剧减小, 当初始张力增大到 15 N 以上时, 可以近似认为重力对张力索的变形和张力无影响。

图 5 张力索重力挠度和张力增加量随初始张力变化曲线

最终, 张力索的初始张力设计为 20 N, 其对应

的重力挠度为 0.069 mm, 引起的张力增加量为 0.000 8 N, 考虑重力与否, 张力索张力变化 0.04%, 说明张力索的张力在有重力和无重力状态下基本不变, 其在两种状态下会表现出近似相同的热变形行为。

2.3 对金属网的影响

大型可展开天线中所使用的金属网材料通常为不锈钢、镀金/镀镍钨丝和镀金/镀镍钼丝等。通常, 金属网在含预紧张力状态下使用, 预紧张力的大小取决于天线的工作频段和型面误差要求。图 6 给出了从天线设计反射面上截取的一片金属网的结构简图, 其尺寸为 500 mm×500 mm, 材料面密度为 50 g/m², 沿径向和周向的预紧张力均为 5.0 N。

图 6 金属网结构简图

金属网的弯曲刚度可以忽略, 其在重力场下的力学平衡关系由式(10)所示的 Yang-Laplace 方程给出

$$\frac{\partial^2 U}{\partial X^2} + \frac{T_c}{T_r} \frac{\partial^2 U}{\partial Y^2} \left\{ \frac{\left[1 + \left(\frac{\partial U}{\partial X} \right)^2 \right]^{\frac{3}{2}}}{\left[1 + \left(\frac{\partial U}{\partial Y} \right)^2 \right]} \right\} - p_g = 0 \quad (10)$$

金属网的变形可以通过有限差分法求解式(10)获得, 图 7 给出了重力场下金属网节点的位移云图,

图 7 金属网变形云图

金属网节点位移最大值 0.012 mm 出现在金属网中部。金属网的应变可以近似通过线段 AB 的长度变化获得, AB 长度由 430.906 3 mm 伸长至 431.916 4 mm, 由于重力引起的应变量为 0.1%, 因此, 金属网内部的预紧张力并没有发生明显变化, 其在有无重力两种状态下会表现出近似相同的热变形行为。

2.4 对展开机构的影响

天线展开机构中包含多个转动铰链用于实现天线的展开功能, 由于间隙和摩擦的存在, 其在有无重力时会表现出不同的接触状态, 进而影响展开机构的整体刚度。图 8a 给出了展开机构的基本构型, 主要包含一个丝杠-螺母副和三个转动副。丝杠转动带动滑动盘(螺母)上下滑动, 进而推动或牵拉连杆 1 和连杆 2 动作, 实现天线的展开和收拢。在展开到位后, 通过锁定装置对连杆 2 进行锁定, 从而保证天线展开状态的稳定性。

无重力状态时, 展开机构处力学平衡关系可以表示为(图 8b)

$$\begin{aligned} FL_2 - F_{x3}L_3 &= 0 \\ F_{y3} &= 0 \\ F_{y2} + F \sin \theta - F_{y3} &= 0 \\ F_{x2} - F \cos \theta - F_{x3} &= 0 \end{aligned} \quad (11)$$

考虑重力时, 由于展开机构的刚度远远大于天线肋的刚度, 其在重力场下的变形是相对小量, 而天线肋在重力作用下, 会产生下挠变形, 导致张力索网中的张力增加, 同时会在展开机构与天线肋接口面处产生一个弯矩 M , 这时连杆 1 中的轴向力减小为

$$F = \frac{F_{x3}L_3 - M}{L_2} \quad (12)$$

图 8 展开机构基本构型及力学平衡关系

连杆 1 轴向力 F 减小, 会改变铰链内部的接触状态, 进而改变展开机构的整体刚度, 因此, 要减小重力对展开机构的影响, 最核心的问题在于尽可能维持连杆 1 轴向力 F 保持不变。由于天线肋自重引起的弯矩 M 已是定值, 由式(12)可知, 该问题可以通过增大连杆 1 的初始轴向力解决。当轴向力变化量相对于初始量的比例很小时, 可以近似认为轴向力未发生变化。然而, 初始轴向力的增加, 会增加天线展开难度, 需要在两者之间寻求一个平衡点。

图 9a 给出了展开机构的 ABAQUS 细化有限元模型, 模型中采用体单元进行网格划分, 同时考虑了铰链的间隙、接触和摩擦。仿真分为两步, 工况步 1, 对连杆 1 施加初始轴向力, 轴向力取值区间为 0~1 000 N, 工况步 2, 在模型上施加 60 °C 均匀温度场, 输出连杆 2 与天线肋接口面的转角(相对于工况步 2 初始状态)。由图 9b 中仿真结果可知, 随着连杆 1 初始轴向力的增加, 由于温度载荷引起的连杆 2 与天线肋接口面转角逐渐增加。当连杆 1 初始轴向力大于 800 N 时, 连杆 2 接口面的转角趋于稳定。

图 9 展开机构有限元模型及仿真结果

最终地面调试时, 连杆 1 的初始轴向力设计为 600 N, 其对应的温度载荷引起的连杆 2 接口面转角为 0.004 0°。无重力状态下, 连杆 1 轴向力增大至约 800 N, 对应的接口面转角为 0.002 9°, 因此, 在相同的温度载荷下, 重力变化引起的连杆 2 接口面转角变化量为 0.001 1°, 接口面转角变化将进一步导致天线肋、张力索网和金属网的整体刚性位移。

2.5 对天线的影响

将重力对天线肋、张力索网、金属网和展开机构热变形的影响进行综合, 可以得出其对天线的综合影响见表 1。天线肋在有无重力场时的刚度基本一致, 重力引起的热变形偏差很小。张力索网和金属网属于低质量高预紧张力结构, 重力变化对其热变形的影响可以忽略。重力对天线热变形的影响主要来自于展开机构中连杆 1 轴向力变化引起的整体刚性转角, 而这个刚性转角是由于天线肋的重力变化引起, 因此, 要消除重力对天线热变形的影响, 核心问题在于解决天线肋的卸载问题。对于文中所指大型可展开天线, 重力引起的天线热变形结果误差均方根为 0.015 mm。由于热变形测试时采用的测试系统误差约为 0.050 mm, 因此, 从测试误差角度考虑, 对于文中所指的大型可展开天线, 考虑重力与否所得出的热变形测试结果应该是相同的。

表 1 重力引起的天线热变形结果偏差

部件	弹性变形偏差	刚体位移偏差
天线肋	0.001 mm	0.023 mm
张力索网	0	0.023 mm
金属网	0	0.023 mm
展开机构	接口面刚性转动 0.0011° (相当于反射面边缘位移量 0.023 mm)	
总均方根	0.015 mm (经验值, 均方根约为反射面边缘位移量的 2/3)	

3 天线热变形测试

通过天线在重力卸载和不卸载状态下的热变形测试对比以评估重力对天线热变形结果的影响。测试中, 天线安装在低膨胀测试工装时, 并通过隔振装置固定在环境试验箱内, 测试温度范围为 -20~60 °C, 测试 2.5 个循环。为了确保重力卸载的有效性, 事先设计了一种新型重力卸载装置, 其原理示意图见图 10, 该卸载装置基于双点支撑卸载原理, 通过前期试验验证, 该装置卸载残差引起的反射器变形量均方根值不超过 0.050 mm。

图 10 卸载装置原理示意图

图 11 和图 12 分别给出了不卸载和卸载时天线反射面在高温工况 60 °C 和低温工况 -20 °C 的热变形情况, 反射面在不卸载状态下的高温和低温变形均方根值分别为 0.212 mm 和 0.182 mm, 在卸载状态下的高温 and 低温变形均方根值分别为 0.218 mm 和 0.193 mm, 两种状态下的热变形均方根值基本一致, 最大偏差为 0.011 mm, 变形分布基本一致。图 13 给出了反射面在不卸载和卸载状态下的变形“点对点”误差分布, 其在高温和低温工况下的偏差均方根值分别为 0.045 mm 和 0.046 mm, 这与系统测试误差 0.050 mm 是相当的, 从测试误差角度考虑, 可以认为反射面在有无重力状态下的热变形是一致的。

图 11 不卸载状态时反射面热变形情况

图 12 卸载状态时反射面热变形情况

图 13 不卸载和卸载状态下的变形“点对点”误差分布

4 结论

(1) 本文研究了重力对某大型可展开天线热变形测试结果的影响, 通过仿真计算和试验测试对重力影响程度进行了分析和验证。

(2) 由重力对单部件热变形影响分析可知, 天线肋热变形基本不受重力影响; 张力索网和金属网属于低质量高预紧张力结构, 重力变化对其热变形的影响可以忽略。重力对天线热变形的影响主要来自于展开机构中连杆 1 轴向力变化引起的整体刚性转角。

(3) 天线在卸载和不卸载状态下的热变形测试结果显示, 反射面在高温和低温工况下热变形结果“点对点”最大偏差为 0.046 mm, 与系统测试误差 0.050 mm 相当的, 从测试误差角度考虑, 可以认为反射面在有无重力状态下的热变形是一致的。

参 考 文 献

- [1] SCIALINO L, IHLE A, MIGLIORELLI M, et al. Large deployable reflectors for telecom and earth observation applications[J]. CEAS Space Journal, 2013, 5(3-4): 125-146.
- [2] 马亚静, 杜敬利, 段宝岩, 等. 考虑支撑桁架变形的星载索网反射面天线形态设计方法[J]. 机械工程学报, 2015, 51(17): 114-119.
MA Yajing, DU Jingli, DUAN Baoyan, et al. A method to design the initial equilibrium state of spaceborne cable-net antenna considering the flexibility of supporting trusses[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2015,

- 51(17): 114-119.
- [3] HARADA S, MEGURO A, WATANABE M. A high precision surface shape design for large deployable mesh antenna[C]// 44th AIAA/ASME/ASCE/AHS Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Norfolk: AIAA, 2003-1497: 1-8.
- [4] 游斌弟, 张广玉, 赵阳, 等. 层合壳反射面星载天线大范围指向行为特性分析[J]. 机械工程学报, 2014, 50(9): 24-33.
- YOU Bindi, ZHANG Guangyu, ZHAO Yang, et al. Satellite antenna pointing behavior with laminated shell reflector undergoing a large overall motion[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2014, 50(9): 24-33.
- [5] WANG Pengpeng, WANG Feng, SHI Tian, et al. Thermal distortion compensation of a high precision umbrella antenna[J]. IOP Conf. Series: Journal of Physics: Conf. Series, 2017, 916(1): 1-8.
- [6] WANG Wei, LIAN Peiyuan, ZHANG Shuxin, et al. Effect of facet displacement on radiation field and its application for panel adjustment of large reflector antenna[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2017, 30: 578-586.
- [7] TANG Yaqiong, LI Tuanjie, MA Xiaofei. Pillow distortion analysis for a space mesh reflector antenna[J]. AIAA Journal, 2017, 55(9): 3206-3213.
- [8] HEDGEPEETH J M. Accuracy potentials for large space antenna reflectors with passive structure[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1982, 19(3): 211-217.
- [9] MEGURO A, HARADA S, WATANABE M. Key technologies for high-accuracy large mesh antenna reflectors[J]. Acta Astronautica, 2003, 53(11): 899-908.
- [10] ZHANG Shuxin, DU Jingli, WANG Wei, et al. Two-step structural design of mesh antennas for high beam pointing accuracy[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2017, 30: 604-613.
- [11] DATASHVILI L, ENDLER S, WEI B, et al. Study of mechanical architectures of large deployable space antenna apertures: From design to tests[J]. CEAS Space Journal, 2013, 5(3-4): 169-184.
- [12] RAJAGOPALAN H, XU S, RAHMAT-SAMII Y. Reflector antenna distortion compensation using sub-reflector arrays: Simulations and experimental demonstration[J]. IEEE Antennas and Propagation Magazine, 2012, 54(3): 235-246.
- [13] TAKAHASHI T, NAKAMOTO N, OHTSUKA M, et al. On-board calibration methods for mechanical distortions of satellite phased array antennas[J]. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 2012, 60(3): 1362-1372.
- [14] FARMER J T, WAHLS D M, WRIGHT R L. Thermal distortion analysis of an antenna-support truss in geosynchronous orbit[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1992, 29(3): 386-393.
- [15] SUSHEEL C K, KUMAR R, CHAUHAN V S, et al. Shape control of spacecraft antenna reflector using lead-free piezoelectric actuators[J]. European Journal of Computational Mechanics, 2014, 23(5-6): 199-216.
- [16] WANG Zuowei, LI Tuanjie, DENG Hanqing. Form-finding analysis and active shape adjustment of cable net reflectors with PZT actuators[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2014, 27(3): 575-586.
- [17] FANG H F, PATTOM, M J, WANG, K W. Shape control of large membrane reflector with PVDF actuation [C]// 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Honolulu: AIAA, 2007-1842: 1-11.
- [18] GONZALEZ-VALDES B, MARTINEZ-LORENZO J A, RAPPAPORT C, et al. A new physical optics based approach to subreflector shaping for reflector antenna distortion compensation[J]. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 2013, 61(1): 467-472.
- [19] MEGURO A, SHINTATE K, USUI M, et al. In-orbit deployment characteristics of large deployable antenna reflector onboard engineering test satellite VIII[J]. Acta Astronautica, 2009, 65(9-10): 1306-1316.
- [20] SEMLER D, TULINTSEFF A, SORRELL R. Design, integration, and deployment of the tereststar 18-meter reflector[C]// 28th AIAA International Communications Satellite Systems Conference, Anaheim: AIAA, 2010: 1-13.
- [21] MEGURO A, ISHIKAWA H, TSUJIHATA A, et al. Analysis and test methods for large deployable space structures[C]// 42nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit, 2001: 1-10.
- [22] TSUNODA H, NAKAJIMA K, MIYASAKA A, et al. Thermal design verification of a large deployable antenna for a communications satellite[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1992, 29(2): 271-278.
- [23] MEGURO A, ISHIKAWA H, TSUJIHATA A. A study

- on the accuracy of deployment testing for large deployable structures[C]// 43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Denver: AIAA, 2002: 1-10.
- [24] DEGUCHI H, MIYAHARA N, EBISUI T, et al. Spacecraft antenna measurement eliminating gravity effect by using planar near-field antenna measurement technique[J]. Electronics and Communications in Japan (Part II: Electronics), 2000, 83(3): 16-25.
- [25] TANIMOTO R L, MOORE A, MACDONALD D R, et al. Model and test validation of gravity offload system [C]// 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Honolulu: AIAA, 2007: 1-12.
- [26] GRESCHIK G, BELVIN W K. High-fidelity gravity offloading system for free-free vibration testing[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2007, 44(1): 132-142.
- [27] TSUNODA H, HARIU K, KAWAKAMI Y, et al. Deployment test methods for a large deployable mesh reflector[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1997, 34(6): 811-816.
- [28] KWAN A S K. A new approach to geometric nonlinearity of cable structures[J]. Computers and Structures, 1998, 67(4): 243-252.
-
- 作者简介: 王朋朋, 男, 1985 年出生, 高级工程师。主要研究方向为星载大型可展开结构/机构仿真。
E-mail: huohuoxjtu@163.com
- 王波, 男, 1980 年出生, 研究员。主要研究方向为星载大型可展开结构/机构设计。
E-mail: wonbo2718@163.com
- 师甜, 男, 1987 年出生, 高级工程师。主要研究方向为星载大型可展开结构设计。
E-mail: 1044533303@qq.com
- 郑士昆, 男, 1978 年出生, 研究员。主要研究方向为星载大型可展开结构设计。
E-mail: 35014840@qq.com
- 马小飞(通信作者), 男, 1980 年出生, 研究员。主要研究方向为航天器结构设计与分析。
E-mail: maxf041600@sina.com