

一种卫星在轨自由边界条件模拟方法

刘明辉, 王剑, 焦安超, 韩晓健
(北京卫星环境工程研究所, 北京 100094)

摘要: 随着观测精度的提高, 卫星观测设备对微振动愈加敏感, 需要在地面开展卫星在轨微振动环境模拟试验及测试验证, 而卫星在轨自由边界条件的模拟对于提高地面试验的有效性至关重要。文章提出了一种低频弹性支撑方法, 用于模拟卫星在轨飞行时的自由边界条件; 并基于该方法, 设计和研制了一套模拟试验装置, 通过模态和频率响应分析以及型号的整星微振动模拟试验, 评估了模拟自由边界条件对卫星动力学特性的影响, 也证明了低频弹性支撑模拟方法的有效性。

关键词: 高精度卫星; 在轨微振动; 地面试验; 自由边界条件; 支撑频率; 模态分析; 频率响应

中图分类号: V416.2; V416.5

文献标志码: A

文章编号: 1673-1379(2014)01-0019-06

DOI: 10.3969/j.issn.1673-1379.2014.01.004

A method for simulating the free boundary condition of satellite on orbit

Liu Minghui, Wang Jian, Jiao Anchao, Han Xiaojian

(Beijing Institute of Spacecraft Environment Engineering, Beijing 100094, China)

Abstract: With the enhanced requirements of the observation accuracy and the sensitivity to the micro-vibration of the observation payload, the on-orbit free boundary condition simulation for the spacecraft in the micro-vibration ground simulation test becomes more important. A method of the low frequency elastic suspension is proposed to simulate the free boundary condition of the on-orbit satellite. And a low frequency elastic suspension device is developed based on this method, and is applied to evaluate the influence of the simulated free boundary condition on the dynamic characteristics of the satellite by the modal and frequency response analyses. The application of this device in an actual micro-vibration test of a satellite shows that the method of the low frequency elastic suspension for the satellite is reliable.

Key words: high-precision satellite; on-orbit micro-vibration; ground test; free boundary condition; suspension frequency; modal analysis; frequency response

0 引言

高精度是国内外对地观测卫星的主要发展趋势。随着观测精度的提高, 卫星观测设备对微振动愈加敏感。为此, 需要在地面开展卫星在轨微振动环境模拟试验及测试验证。在轨微振动环境模拟试验中, 对卫星在轨自由边界条件的模拟至关重要。

国外对结构自由边界条件模拟方法进行了广泛的研究, 美国、欧洲和日本等国家的研究机构先后开展了橡皮绳悬吊方法^[1]、空气弹簧支撑方法^[2]、近零刚度悬挂方法^[3]以及气动/电磁悬挂技术^[4]的研究, 用于实现飞机、航天器^[5-6]等结构的自由边界条件模拟。橡皮绳悬吊方法容易操作, 但悬吊用

的基础结构(天车、大型钢架等)的模态频率一般不高, 与航天器结构频率接近, 影响模拟方法的精度, 且橡皮绳具有蠕变特性, 也限制其实际应用。空气弹簧支撑方法通过橡胶囊内密封压缩空气提供弹性, 对测试结构支撑进行自由边界模拟。该方法容易实现, 但空气弹簧在材料、几何方面存在强非线性, 同时密封和橡胶容易出现磨损破坏等问题, 对方法的模拟精度和使用有一定影响。近零刚度悬挂方法通过正、负刚度弹簧的组合构造临界失稳装置来得到期望的近零刚度, 然而该方法具有非线性, 只有当系统处于平衡位置附近时才能具有零刚度, 而偏离平衡位置允许范围时, 系统刚度则

收稿日期: 2013-08-23; 修回日期: 2013-12-25

基金项目: 总装备部“十二五”共性技术课题

迅速增大,因此限制了被测结构的运动范围。气动/电磁悬挂技术通过特殊设计的无摩擦气缸和通电线圈构成的气-电复合系统实现,其最大优势在于悬挂频率低,但由于系统组成复杂,成本高,技术实现难度大,也限制了该方法的实际应用。国内针对卫星大型可展开天线和太阳电池阵,开展了悬吊式自由边界模拟方法^[7-8]以及气动/电磁式自由边界条件模拟方法^[9]的研究,其中,悬吊式自由边界模拟方法限于卫星可展开部组件在运动方向上的自由边界模拟,而未考虑运动正交方向的模拟;气动/电磁方法与国外相关研究具有类似的特点。综上,与美国等航天强国相比,我国在卫星自由边界条件模拟理论研究和方法应用等方面仍存在一定的差距,尤其是对于整星在轨自由边界条件的模拟。

本文首先对自由边界条件模拟基本方法进行了理论和数值仿真分析,然后从工程应用角度提出了整星在轨自由边界条件的设计方法,并研制了相应的试验装置,最后进行性能测试和某型号整星微振动试验的应用,以验证该方法的有效性。

1 自由边界条件模拟方法理论分析

卫星在微重力环境下其外部无任何约束即处于自由边界条件下,根据结构动力学基本理论,作为一般空间结构,此时卫星具有6个频率为0的刚体模态(3个平动自由度和3个转动自由度);而在地面时,由于受地球重力的作用,所以为了使卫星处于静止状态,必须在其外部施加约束。所谓卫星在轨自由边界条件的地面模拟就是在卫星外部施加约束后,仍能实现具有6个近似于0频率的“准刚体”模态。而其近似程度决定了自由边界条件模拟的有效性。为了阐明模拟原理且使模拟方法不失一般性,本文通过简化的模型进行自由边界条件模拟方法的理论分析。

1.1 简化模型建立

1) 在轨飞行时

实际卫星为连续体结构,其总质量记为 m 。为简化分析,将在轨飞行时的卫星简化为离散的二自由度质量-弹簧系统(暂不考虑阻尼),如图1所示。图中 m_1 和 m_2 分别代表离散简化后卫星的两部分质

量,且 $m_1+m_2=m$,其中 m_2 取为卫星固定界面第一阶模态的有效质量, m_1 取为第一阶模态的剩余质量^[10], x_1 和 x_2 分别为 m_1 和 m_2 的位移, k_s 表示卫星刚度。

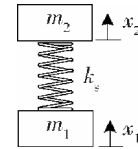


图1 卫星在轨自由状态简化分析模型

Fig. 1 Simplified analysis model of satellite in free state on orbit

根据图1,卫星在轨自由边界条件下的自由运动方程为^[11]

$$\begin{bmatrix} m_1 & \\ & m_2 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{x}_1 \\ \ddot{x}_2 \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} k_s & -k_s \\ -k_s & k_s \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (1)$$

2) 在地面模拟自由边界条件时

当卫星处于地面模拟自由边界条件时,自由边界模拟装置的质量一般远小于卫星的质量,可以忽略,此时卫星及自由边界模拟装置的简化模型如图2所示,与图1相比,增加了弹簧 k_p ,表示模拟自由边界条件的刚度。

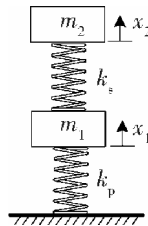


图2 卫星地面模拟自由边界状态简化分析模型

Fig. 2 Simplified analysis model of satellite in simulated free boundary condition

根据图2,卫星在地面模拟自由边界条件下的自由运动方程为^[11]

$$\begin{bmatrix} m_1 & \\ & m_2 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{x}_1 \\ \ddot{x}_2 \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} k_s + k_p & -k_s \\ -k_s & k_s \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (2)$$

比较运动方程(1)和(2)发现,方程(2)中令 $k_p=0$,则方程(2)就是方程(1)。由此可见,卫星在地面模拟自由边界条件相当于卫星在轨自由边界条件增加了约束刚度 k_p ,与实际物理情况相符。

1.2 模态频率分析

约束刚度 k_p 改变了卫星系统的刚体和弹性体的模态频率,而两个模态频率又是评价自由边界模拟有效性的重要指标,因此需对模态频率进行分析。

通过求解运动方程(1)的特征值方程,得到在轨

模型的两个模态频率为

$$\omega_{o1} = 0, \quad \omega_{o2} = \sqrt{\frac{k_s(m_1 + m_2)}{m_1 m_2}}, \quad (3)$$

其中: ω_{o1} 为卫星刚体模态频率; ω_{o2} 为卫星弹性体模态频率。

求解方程(2)得到地面模拟模型的两个模态频率为

$$\begin{aligned} \omega_{g1} &= \sqrt{\frac{k_s(m_1 + m_2) + k_p m_2}{2m_1 m_2} - \sqrt{\left(\frac{k_s(m_1 + m_2) + k_p m_2}{2m_1 m_2}\right)^2 - \frac{k_s k_p}{m_1 m_2}}}, \\ \omega_{g2} &= \sqrt{\frac{k_s(m_1 + m_2) + k_p m_2}{2m_1 m_2} + \sqrt{\left(\frac{k_s(m_1 + m_2) + k_p m_2}{2m_1 m_2}\right)^2 - \frac{k_s k_p}{m_1 m_2}}}. \end{aligned} \quad (4)$$

对于方程(4), 当约束刚度 k_p 相比 k_s 较小时, 忽略方程中的小量, 则得到

$$\omega_{g1} \approx 0, \quad \omega_{g2} \approx \sqrt{\omega_{o2}^2 + \frac{k_p}{m_1}}, \quad (5)$$

其中: ω_{g1} 是模拟自由边界的支撑频率; ω_{g2} 是模拟自由边界条件下卫星弹性体模态频率。

对于式(5), 约束刚度 k_p 越小, 则 ω_{g2} 越接近 ω_{o2} , 即自由边界条件的模拟有效性越好。同时也可以由该方程得知, 约束刚度 k_p 对模态频率的影响与卫星的质量有关, 即针对不同质量的卫星, 约束刚度对卫星模态频率的影响不同, 因此难以直接使用约束刚度 k_p 的绝对大小进行自由边界条件模拟有效性的定量评价, 这将在后文的频响分析和数值分析中进一步讨论。

1.3 频响分析

频率响应特性分析是卫星在轨微振动响应特性及微振动抑制效果等评价的重要方法。由于模拟自由边界条件与在轨真实自由边界条件的差异, 卫星的频率响应特性也会发生变化。为了进一步研究自由边界条件的模拟有效性, 需进行频响分析。

对卫星在轨自由状态简化分析模型上施加激振力 f , 得到卫星在真实自由边界条件下的受迫振动方程; 利用傅里叶变换和模态叠加原理, 并去除刚体位移, 得到卫星受迫振动的频率响应方程

$$X = \frac{\varphi_2^T \bar{f} \varphi_2}{\omega_{o2}^2 - \omega^2 + j\omega c_2}, \quad (6)$$

式中: \bar{f} 为激振力 f 的傅里叶变换; φ_2 为卫星弹性体模态频率 ω_{o2} 对应的模态振型; c_2 为相应的模态

阻尼; ω 为激振力的频率。

根据方程(6), 卫星在 ω_{o2} 处的共振响应幅值为

$$X_r(\omega_{o2}) = \frac{\varphi_2^T \bar{f} \varphi_2}{\omega_{o2} c_2}. \quad (7)$$

对卫星在模拟自由边界条件下的自由运动方程(2)施加相同的激振力 f , 得到卫星在模拟自由边界条件下的受迫振动方程, 再利用傅里叶变换和模态叠加原理, 得到卫星受迫振动的频率响应方程

$$X' = \frac{\varphi_1^T \bar{f} \varphi_1}{\omega_{g1}^2 - \omega^2 + j\omega c_1} + \frac{\varphi_2^T \bar{f} \varphi_2}{\omega_{g2}^2 - \omega^2 + j\omega c_2}, \quad (8)$$

式中: φ_1' 和 φ_2' 为模态振型; c_1' 和 c_2' 为模态阻尼。

比较方程(8)和(6), 卫星在模拟自由边界条件下有两个共振, 分别在 ω_{g1} 和 ω_{g2} 处, ω_{g1} 处的共振由模拟自由边界条件引入, ω_{g2} 处的共振为模拟自由边界条件下卫星本体结构的共振。忽略小量, 卫星在 ω_{g2} 处共振时的响应幅值近似为

$$X'_r(\omega_{g2}) = \frac{\varphi_1^T \bar{f} \varphi_1}{\omega_{g1}^2 - \omega_{g2}^2 + j\omega_{g2} c_1} + \frac{\varphi_2^T \bar{f} \varphi_2}{j\omega_{g2} c_2} \approx \frac{\varphi_2^T \bar{f} \varphi_2}{j\omega_{g2} c_2}. \quad (9)$$

比较方程(9)和(7), 在模拟自由边界条件下, 卫星系统共振频率及振型的变化使结构的共振响应发生变化, ω_{g2} 越接近 ω_{o2} , 则共振响应误差越小; 但也可以发现, 与模态频率分析类似, 难以直接使用约束刚度 k_p 的绝对大小从频率响应特性上进行自由边界条件模拟有效性的定量评价。

综合上述理论分析得到, 约束刚度 k_p 越小, 则模拟自由边界对卫星的模态频率和频率响应特性的影响越小, 自由边界模拟有效性越好。但约束刚度 k_p 难以直接用于定量评价自由边界模拟的有效性, 因此本文建议根据实际应用中模拟精度要求, 综合支撑频率、卫星模态频率偏差和卫星频响特性偏差三方面的因素对自由边界模拟有效性定量评价。这将在下文中进一步讨论。

1.4 数值分析

通过数值分析对模拟自由边界下卫星的模态频率和频响特性进行研究。设卫星总质量 3300 kg, 离散后 $m_1 = 1800$ kg、 $m_2 = 1500$ kg, 卫星刚度 $k_s = 2 \times 10^7$ N/m, 此时卫星在轨状态模态频率为 $\omega_{o1} = 0$ rad/s、 $\omega_{o2} = 156.5$ rad/s (即 24.9 Hz)。设约束刚度 k_p 的变化范围为 $0 \sim 10^7$ N/m, 通过求解方程(2)

的特征值方程,得到不同约束刚度下模拟自由边界条件的支撑频率 ω_{g1} 和卫星的弹性体模态频率 ω_{g2} 。

为便于分析模拟自由边界条件下的支撑频率和卫星弹性体模态频率相对于在轨自由边界条件下的卫星弹性体模态的比例关系,以及支撑频率和卫星弹性体模态频率与约束刚度的关系,分别定义归一化支撑频率 $\bar{\omega}_{g1} = \omega_{g1}/\omega_{o2}$ 、归一化卫星弹性体模态频率 $\bar{\omega}_{g2} = \omega_{g2}/\omega_{o2}$ 和归一化约束刚度 $\bar{k}_p = k_p/k_{pmax}$,从而得到归一化模态频率随归一化约束刚度的变化曲线,如图3所示。可见,约束刚度较低时对支撑频率影响较大,而约束刚度较高时对支撑频率影响较小。同时可以看出,约束刚度对卫星弹性体模态频率的影响较小。根据图3数据,表1给出了归一化支撑频率为5%、10%和20%时对应的归一化约束刚度(分别记为 \bar{k}_{p1} 、 \bar{k}_{p2} 和 \bar{k}_{p3})和归一化卫星弹性体模态频率。

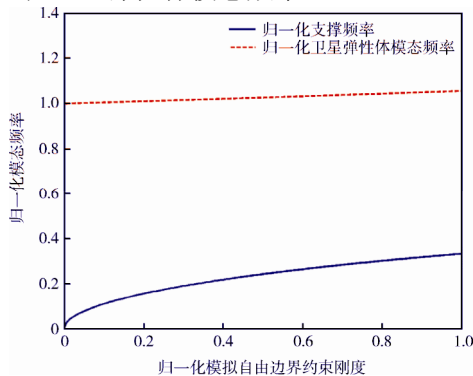


图3 卫星-模拟自由边界系统模态频率

Fig. 3 Natural frequency of satellite - simulated free boundary condition system

表1 卫星系统弹性体模态频率随模拟自由边界约束刚度的变化

Table 1 Satellite system natural frequency variation related to constraint stiffness of simulated free boundary

归一化支撑频率 (ω_{g1}/ω_{p2})	归一化约束刚度 (k_p/k_{pmax})	归一化卫星弹性体模态频率 (ω_{g2}/ω_{o2})
5%	0.02 (\bar{k}_{p1})	1.001
10%	0.085 (\bar{k}_{p2})	1.004
20%	0.335 (\bar{k}_{p3})	1.018

在两个简化模型的 m_1 上分别施加幅值为1的激振力,按表1中的3种约束刚度分别计算卫星在轨和模拟的自由边界条件下的频率响应,结果见图4。可见,卫星在轨自由边界条件下,结构频响特性曲线只有1个共振;而在模拟自由边界条件下,由于约束刚度的引入使得结构在低频增加了1个共振,即支撑频率处的共振。比较3种约束刚度下

的频响特性曲线与在轨自由边界条件下的曲线,当归一化支撑频率为5%和10%时,卫星共振频率和响应幅值偏差很小,最大分别为0.4%和5.4%;当归一化支撑频率为20%时,卫星共振频率和响应幅值偏差明显增大,分别为1.8%和17.1%,其响应幅值的偏差已远大于工程应用5%的要求。

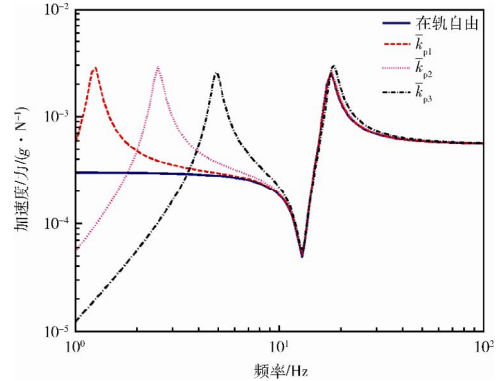


图4 频率响应特性

Fig. 4 Frequency response characteristics

综合上述分析得到,以工程应用对卫星模态频率和频响幅值偏差不大于5%的精度要求作为参考基准,本文认为,为保证自由边界条件模拟的有效性,归一化支撑频率应小于10%,此时卫星弹性体模态频率偏差约为0.4%,频响幅值偏差约为5.4%。

2 模拟装置的设计与应用

可用于卫星弹性约束的弹性元件有多种,包括金属弹簧、空气弹簧、主动式气动弹簧以及橡皮绳等。空气弹簧、主动式气动弹簧以及橡皮绳因系统实现复杂或具有蠕变特性等原因而存在较大的可靠性问题。金属弹簧结构简单,特性稳定,且易于机械加工,因此本文基于金属弹簧研制卫星在轨自由边界条件模拟装置,以实现卫星在轨自由边界的地面模拟。

2.1 模拟装置的设计

卫星在轨自由边界条件模拟装置的应用设计主要包括装置总体构型设计,弹簧力学性能设计,装置机械结构、平衡调节结构及可靠性防护结构设计等。其中弹簧力学性能设计主要根据卫星特性及指标要求进行,平衡调节结构和可靠性防护结构设计则主要依据选定的弹簧型号与弹簧的变形进行。卫星在轨自由边界条件模拟装置的应用设计流程见图5。

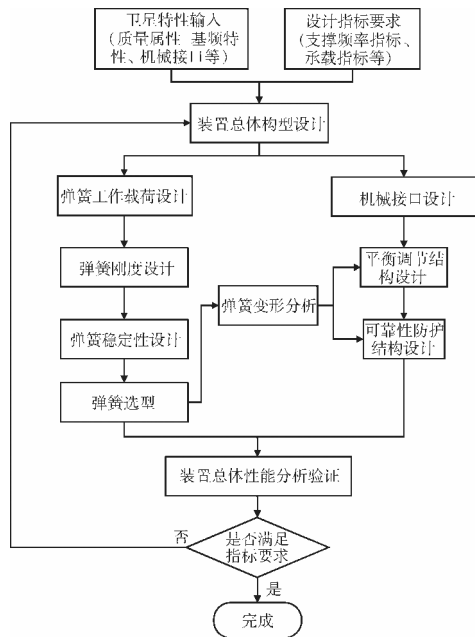


图 5 卫星在轨自由边界条件模拟装置的应用设计流程
Fig. 5 Application design process of free boundary condition simulator for satellite

2.2 研制与测试

本文基于上述的分析，研制了一套卫星在轨自由边界条件模拟装置（如图 6 所示）。该装置下端固支，上端面与卫星对接，约束刚度由金属圆柱螺旋弹簧提供；同时，装置提供应急限位和锁紧装置，防止弹簧失效导致卫星坠落。该模拟装置还针对卫星质心偏心设计了平衡调节装置，用以调节卫星-模拟装置的平衡，保证卫星处于水平状态。

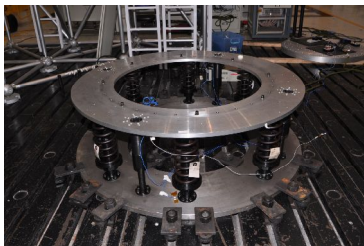


图 6 卫星在轨自由边界条件模拟装置
Fig. 6 Free boundary condition simulator for satellite on orbit

对自由边界条件模拟装置进行了负载 2 t 砝码状态下的模态测试，以验证支撑频率设计，结果见表 2。可见，所研制的自由边界条件模拟装置针对 2 t 载荷具有不高于 2.0 Hz 的支撑频率，与设计值相符，初步验证了方法的有效性。

表 2 支撑频率测试结果

Table 2 Test results of supporting frequency		
阶次	支撑频率/Hz	振型
1	1.1	水平方向摇摆
2	2.0	垂直方向平动

2.3 模拟装置在卫星微振动试验中的应用

某型号卫星地面研制过程中需进行地面的微振动测试，以便掌握卫星在轨微振动力学特性以验证关键载荷的工作性能。为保证测试结果的有效性，必须在测试中模拟卫星在轨的自由边界条件，为此应用了本文所研制的装置模拟卫星在轨自由边界条件。

试验中对卫星试验状态下模拟装置的支撑频率进行了测试，以验证自由边界条件的模拟性能。图 7 为卫星-模拟装置的支撑频率测试曲线，辨识出水平方向和垂直方向的支撑频率分别为 0.37 Hz 和 1.99 Hz。其他 4 个方向的支撑频率均小于 1.99 Hz。可见自由边界条件模拟装置具有较低的支撑频率。通过与卫星在轨自由边界条件下弹性体模态频率（分析值）相比，支撑频率低于卫星弹性体模态频率的 1/10。

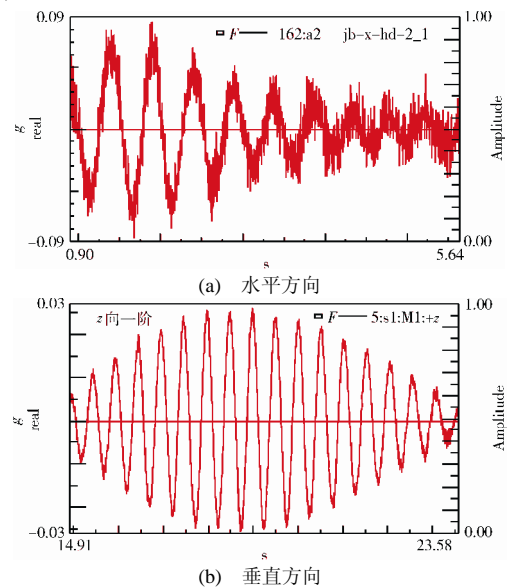


图 7 水平和垂直方向的支撑频率测试曲线
Fig. 7 Test results of supporting frequency in horizontal and vertical directions

在模拟自由边界条件下，完成了卫星模态测试、频响特性测试、微振动扰振测试及减振性能测试等试验验证工作，保证了试验数据的有效性，最终验证了模拟方法的有效性。

3 结束语

工程实践表明，自由边界条件的准确模拟是提高卫星在轨微振动地面模拟试验的精度、确保试验有效性的关键措施。本文结合我国当前高分辨率观

测卫星研制验证需求,通过理论分析和卫星微振动试验,提出了可行的卫星整星在轨自由边界条件模拟方法,并验证了本文所设计的自由边界条件模拟装置的试验有效性,证明该模拟方法具有工程应用价值。

参考文献 (References)

- [1] Michael W K. Aircraft ground vibration testing at the NASA dryden flight research facility, NASA Technical Memorandum 88272[R], 1987
- [2] Liu K C, Kenney T, Maghami P, et al. Jitter test program and on-orbit mitigation strategies for solar dynamic observatory, NASA/CP-2007-214158[R]. NASA Goddard Space Flight Center, 2007
- [3] Woodard S E, Housner J M. Nonlinear behavior of a passive zero-spring-rate suspension system[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1991, 14(1): 84-89
- [4] Kienholz D A. Simulation of the zero-gravity environment for dynamic testing of structures[C]//Proceedings of the 19th Space Simulation Conference. Baltimore, USA, 1996
- [5] Marchante E M, Munoz L. Artemis satellite microvibrations testing and analysis activities[C]//48th International Astronautical Congress. Turin, Italy, 1997
- [6] Morio Toyoshima, Takashi Jono, Nobuhiro Takahashi, et al. Transfer functions of microvibrational disturbances on a satellite[C]//21st International Communications Satellite Systems Conference and Exhibit. Yokohama, 2003
- [7] 韦娟芳. 卫星天线展开过程的零重力环境模拟设备[J]. 空间电子技术, 2006, 3(2): 29-32
- [8] 任守志, 刘立平. 零重力试验装置对太阳翼展开影响分析[J]. 航天器工程, 2008, 17(6): 73-78
- [9] 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
- [10] 路波. 零重力环境模拟气动悬挂系统的关键技术研究[D]. 浙江大学博士学位论文, 2009
- [11] Liu L K, Zheng G T. Parameter analysis of PAF for whole-spacecraft vibration isolation[J]. Aerospace Science and Technology, 2007, 11(6): 464-472
- [11] 邹经湘, 于开平. 结构动力学[M]. 2版. 哈尔滨工业大学出版社, 2009

(编辑: 许京媛)