

卫星载荷隔振装置特性的微振动试验及分析*

罗 婕, 檀傑锰, 罗 敏, 殷新喆

(北京空间飞行器总体设计部 北京, 100094)

摘要 载荷隔振装置是为适应高分辨率卫星光学有效载荷高精度、高稳定度工作环境要求而设计的一种高精高稳结构, 如何对其特性进行有效的地面试验验证, 并量化评估其减隔振效果, 成为亟待解决的问题。基于此, 通过设计并搭建了一套微振动试验系统, 实现了载荷隔振装置的模态特性和传递率特性的测试, 获得了有效测试数据, 并通过对比分析, 量化得到了载荷隔振装置的减隔振效果。试验结果为载荷隔振装置研制提供了重要的基础数据和工程经验, 对卫星减隔振系统设计具有广泛的参考价值。

关键词 载荷隔振装置; 减隔振效果; 微振动; 模态特性; 传递率特性

中图分类号 V414.5; TB535; TH113

引 言

随着我国航天技术的高速发展, 以高分辨率遥感卫星为代表的高精度航天器在军事侦察、测绘、导航、气象及海洋等领域获得广泛应用。随着航天器有效载荷观测精度的提升, 微振动对有效载荷稳定度的干扰成为影响高分卫星指向精度和成像质量的主要因素之一^[1]。为了解决微振动对有效载荷稳定度的干扰问题, 国家针对高精度航天器在轨微振动抑制的迫切需求, 开展了三项课题研究: “微振动源扰振机理及输出特性”课题主要研究微振动产生的机理, 揭示微振动源扰振输出特性; “微振动传递规律及测量方法”课题主要研究微振动传递规律, 揭示多源微振动在航天器平台复杂环境下传递的规律及耦合的特性, 提出微振动间接测量的理论与方法; “微振动抑制理论及验证方法”课题主要研究微振动综合抑制的理论与机制, 提出多级、多维系统抑制及综合验证的理论与方法^[2-7]。

作为微振动抑制理论及验证方法研究中多级、多维系统抑制的重要组成部分, 在有效载荷安装位置通过载荷隔振装置隔离从卫星平台传入有效载荷的微振动干扰, 是降低微振动对有效载荷干扰的重要手段。然而由于空间敏感, 有效载荷不可避免地会受到多个方向的扰动, 因此载荷隔振装置一般具有隔离多维振动的能力, 并且其在轨工作状态具有

零重力、自由边界等特殊力学环境。如何合理地模拟载荷隔振装置在轨工作环境, 并对这种装置的微振动隔振性能进行全面科学的地面测试, 成为项目遇到的难点之一^[8-10]。

笔者为了对载荷隔振装置的特性进行研究, 设计和搭建了一套微振动试验系统, 并设计了合理可行的试验方案, 能够量化评估载荷隔振装置的减隔振效果。该试验研究为载荷隔振装置的性能评估提供了重要的基础数据, 试验方法可推广到其他卫星隔振系统, 为后续其他减隔振装置的地面验证试验提供了工程经验, 对卫星减隔振系统设计具有广泛的参考价值。

1 载荷隔振装置简介

图 1 所示为某光学成像卫星的载荷隔振装置组成图, 该装置由减振模块、压紧释放装置和相机安装框三部分组成。其中, 相机安装框用于提供光学载荷安装接口, 压紧释放装置在发射时锁定, 从而提高相机和卫星主结构的连接刚度, 保证相机在发射时的承载要求, 此时减振模块不起作用。入轨后, 压紧释放装置接受解锁指令并完成解锁, 解锁后断开相机安装框和结构安装框的连接关系, 相机只通过减振模块与卫星相连接, 并通过减振模块实现微振动抑制功能。

* 国防基础科研计划资助项目

收稿日期: 2018-09-22; 修回日期: 2018-11-20

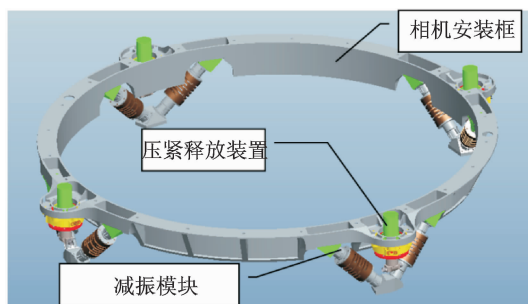


图 1 载荷隔振装置组成图

Fig. 1 Composition diagram of payload isolation device

2 载荷隔振装置微振动试验系统设计

2.1 自由边界模拟方法

为了合理模拟卫星在零重力下的状态,并考虑到方法的有效性及可实施性,采用支撑式工装来模拟自由边界条件,如图 2 所示。试验时,整星处于竖直状态,由相机模拟件、模样结构星和载荷隔振装置三部分组装而成,并安装在自由边界模拟支撑工装上。该支撑工装底部与地轨固支,顶部与卫星对接,支撑卫星抵消重力,从而模拟卫星实际在轨飞行状态下的自由边界条件,降低附加刚度对试验的影响。试验件上方整星吊点处利用软绳与整星吊具相连,以保证整星安全。软绳主要是起到保护卫星的作用,防止其倾倒,在卫星处于竖直状态时,软绳对卫星不产生作用力,因此不会对测试结果产生影响。

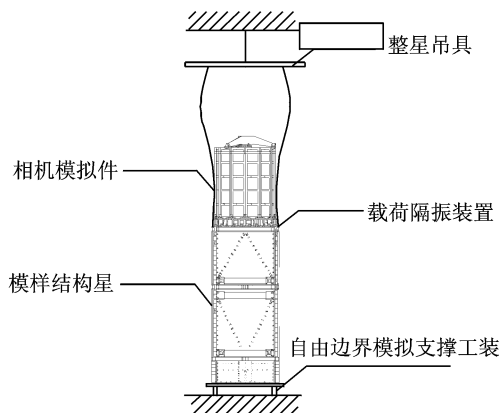


图 2 整星安装示意图

Fig. 2 Sketch map of whole satellite installation

2.2 试验测试方案

根据载荷隔振装置的功能和特点,通过整星微振动试验,主要对载荷隔振装置安装后的整星模态

和传递率进行测试。为了对整星在不同安装状态下的模态特性和传递特性进行对比分析,并量化评估载荷隔振装置的减隔振效果,需要在压紧释放装置解锁和锁定这两种状态下进行测试。测试方法如下。

1) 模态测试:通过锤击法进行模态测试,从而获得相机+载荷隔振装置组合体的模态频率和振型。锤击点位置为相机框上粘贴的 4 个加速度测点附近,每点锤击 x, y, z 三个正交方向。

2) 传递率测试:传递率测试采用大行程激振器+力传感器的方式,分别在星体的 4 个立柱外侧对星体进行激振,如图 3 所示。在每个激振点进行激振时,激励工况如表 1 所示,其中包含有不同幅值和不同频率的定频正弦信号,通过数据分析可得到星体-载荷隔振装置-相机的微振动传递特性。其中,定频正弦信号的频率值根据相机成像敏感干扰频率或者卫星实际振源干扰频率来决定。

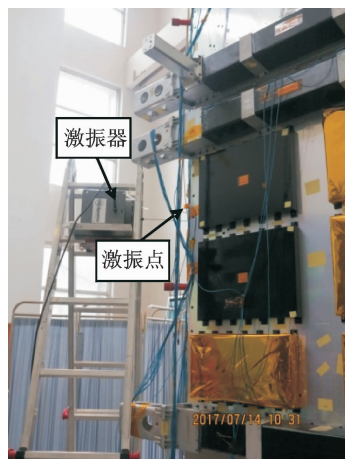


图 3 激振点位置图

Fig. 3 Diagram of excitation point position

表 1 每个激振点的激励工况

Tab. 1 Working condition list for each excitation point

工况	激励方式	激励信号幅值/N
正弦	定频 1	5
	定频 1	20
	定频 2	5
	定频 2	20

2.3 测点布置

在试验中设置 4 个力测点和 8 个加速度测点,其具体位置描述见表 2。

由于力测点和加速度测点所用的传感器质量每个大约在 5g 左右,该质量和整星的质量相比可以忽

略不计,对测试结果基本不产生影响,因此在理论分析以及试验测试中可以不考虑传感器附加质量的影响。

表 2 试验测点说明

Tab. 2 Test points description

测点	测量类型	位置描述	测量要求
$F_1 \sim F_4$	力测量	激励输入点,位置分别对应星体的 4 个立柱,如图 4 所示	单向测量
$A_1 \sim A_4$	加速度测量	载荷隔振装置与星体连接处,位置分别对应 $F_1 \sim F_4$,如图 5 所示	三向测量
$A_5 \sim A_8$	加速度测量	相机安装框上,位置分别对应 $A_1 \sim A_4$,如图 6 所示	三向测量

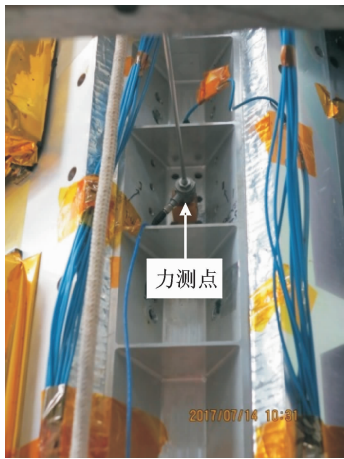


图 4 力测点安装位置(星体上)

Fig. 4 Diagram of force measuring point installation position (on the satellite)



图 5 载荷隔振装置与星体连接位置处的加速度测点
Fig. 5 Acceleration measuring point at the position where payload isolator device is connected to the satellite

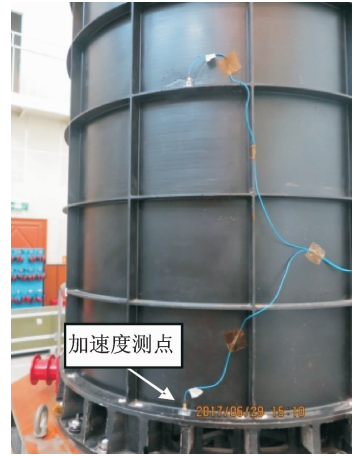


图 6 相机安装框上的加速度测点

Fig. 6 Acceleration measuring point on the camera installation frame

3 试验结果及分析

3.1 模态测试结果及分析

图 7 所示为利用有限元分析法对相机+载荷隔振装置组合体进行了理论建模,并通过分析得到组合体在压紧释放装置锁定状态(发射阶段)和解锁状态(入轨阶段)下的 x 向和 y 向 1 阶模态频率,如表 3 所示。

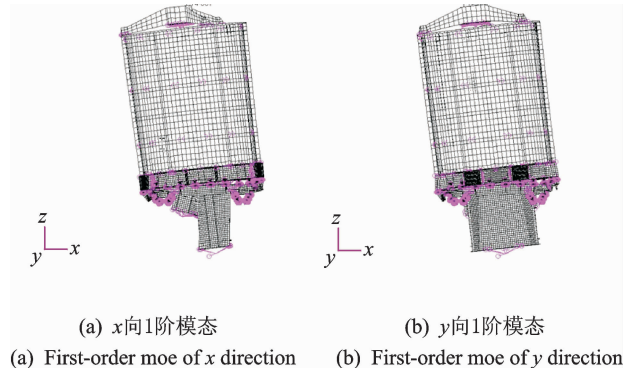


图 7 相机+载荷隔振装置组合体模态的有限元分析
Fig. 7 Finite element analysis of camera and payload isolation device combination mode

表 3 理论分析得到的组合体 1 阶模态频率

Tab. 3 First-order mode frequency of combination

obtained by theoretical analysis		Hz
方向	解锁状态	锁定状态
x	22.3	30.1
y	25.6	31.8

在实际试验中,同样分别在压紧释放装置锁定状态和解锁状态下进行了模态测试,得到相机+载荷隔振装置组合体在两种状态下的 1 阶模态频率,测试结果如表 4 所示。

表 4 试验得到的组合体 1 阶模态频率

Tab. 4 First-order mode frequency of combination

obtained by experiment		Hz
方向	解锁状态	锁定状态
<i>x</i>	21.5	29.6
<i>y</i>	24.9	31.2

对比表 3 和表 4 的数据可以看到,无论是锁定状态还是解锁状态,试验得到的 1 阶模态频率值和理论分析值吻合的很好,证明了试验方案的合理性和有效性。图 8 给出了组合体在解锁和锁定两种状态下的 *x* 向 1 阶模态振型,结合表 4 的试验结果,可以充分说明压紧释放装置在锁定状态下,相较于解锁状态而言,组合体的模态频率和振型都发生了一定的变化,且锁定后的 1 阶频率增大,说明此时组合体刚度增大,有利于减小发射段的相机响应,从而达到增大承载能力的目的。

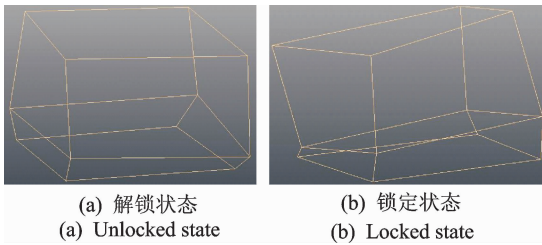


图 8 解锁状态和锁定状态下的 *x* 向 1 阶模态振型示例
Fig. 8 First-order mode shape illustrations of *x* direction under unlocked state and locked state

3.2 传递率测试结果及分析

3.2.1 传递特性分析

图 9~12 所示为在解锁状态和锁定状态下,进行定频 1 正弦激励时得到的 A_1 和 A_5 测点、 A_2 和 A_6 测点、 A_3 和 A_7 测点、 A_4 和 A_8 测点的加速度频谱图,其中测点 $A_5 \sim A_8$ 分别对应测点 $A_1 \sim A_4$ 经过载荷隔振装置之后得到的传递信号,且图中的纵坐标均为对数坐标。

由图 9~12 可以看到,在解锁状态下,经过载荷隔振装置后,定频 1 的频率峰值明显降低,且降低幅度基本一致,充分说明经过载荷隔振装置后,微振动传递信号幅度得到了有效抑制,隔振效果良好;而在锁定状态下,由于载荷隔振装置并未起作用,因此

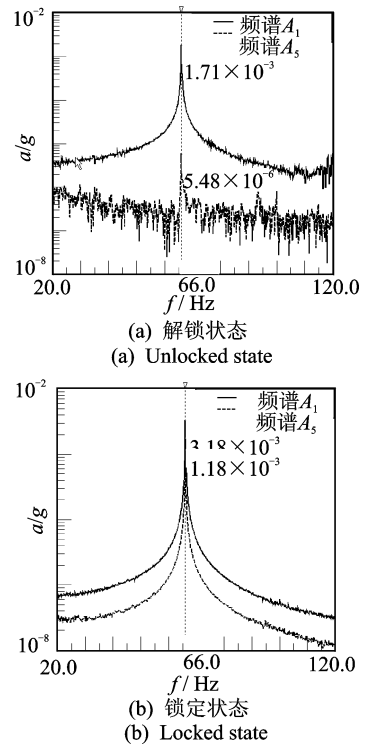


图 9 定频 1 正弦激励下 A_1 和 A_5 的加速度频谱图
Fig. 9 Acceleration spectrum diagrams of measuring points A_1 and A_5 under sinusoidal excitation for constant frequency value 1

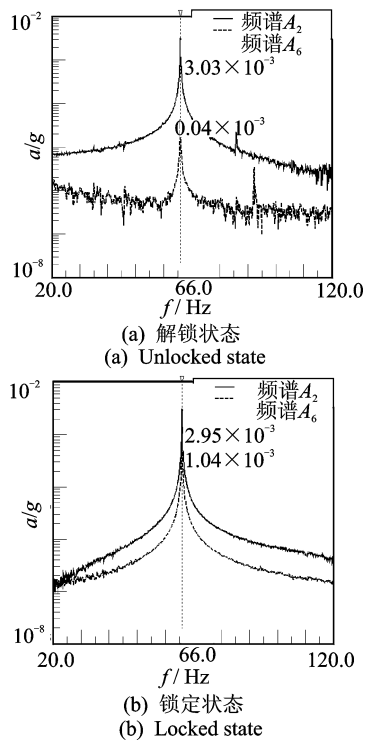


图 10 定频 1 正弦激励下 A_2 和 A_6 的加速度频谱图
Fig. 10 Acceleration spectrum diagrams of measuring points A_2 and A_6 under sinusoidal excitation for constant frequency value 1

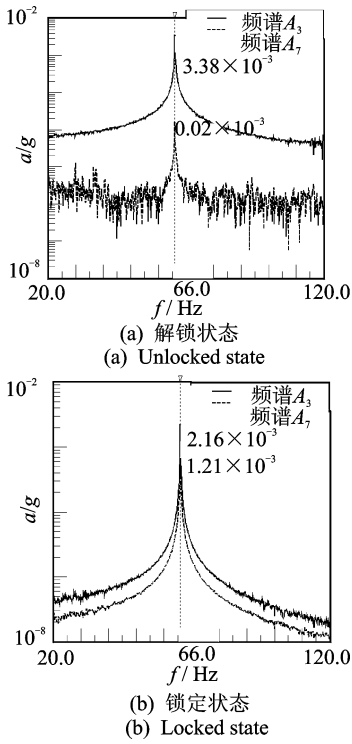


图 11 定频 1 正弦激励下 A_3 和 A_7 的加速度频谱图
 Fig. 11 Acceleration spectrum diagrams of measuring points A_3 and A_7 under sinusoidal excitation for constant frequency value 1

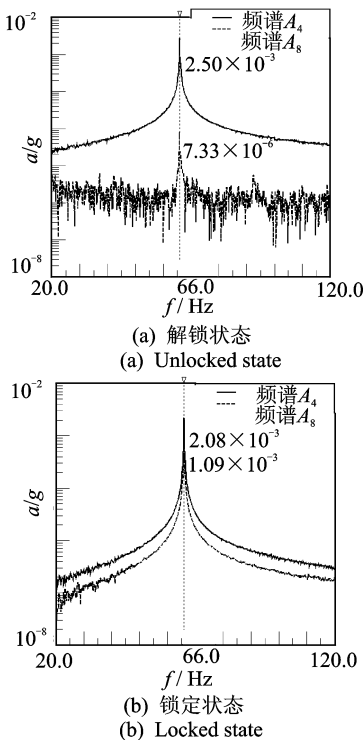


图 12 定频 1 正弦激励下 A_4 和 A_8 的加速度频谱图
 Fig. 12 Acceleration spectrum diagrams of measuring points A_4 and A_8 under sinusoidal excitation for constant frequency value 1

定频 1 的频率峰值降低幅度很小。图 13 所示为两种状态下的 A_1 和 A_5 测点时域信号图,从图中也可以看出以上规律。这说明对于定频 1,载荷隔振装置具有良好的隔振作用,通过试验其隔振效果是能够量化评估的。通过对定频 2 正弦激励下得到的信号进行同样的分析,也能得到类似的规律。

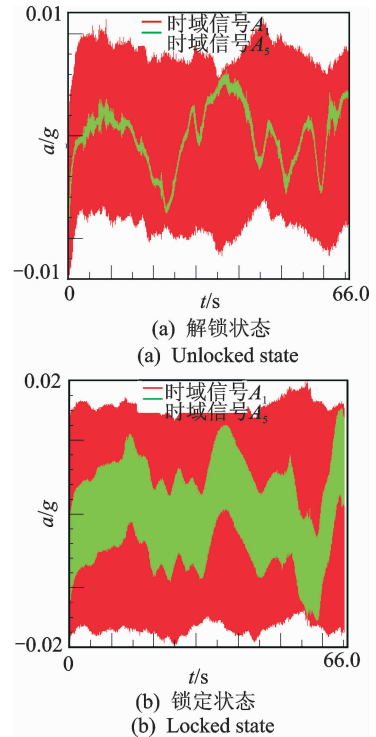


图 13 定频 1 正弦激励下 A_1 和 A_5 的时域信号图
 Fig. 13 Time-domain signal diagrams of measuring points A_1 and A_5 under sinusoidal excitation for constant frequency value 1

3.2.2 隔振效果分析

在获得传递率数据的基础上,通过插入损失计算,可以量化评判系统的隔振效果。插入损失计算公式如下

$$J = 1 - P_{\text{unlock}A_m} / P_{\text{lock}A_m}$$

其中: J 为插入损失; $P_{\text{unlock}A_m}$ 为解锁状态下 A_m 测点的加速度频谱峰值响应; $P_{\text{lock}A_m}$ 为锁定状态下 A_m 测点的加速度频谱峰值响应。

根据上述计算公式,将 $F_1 \sim F_4$ 点激励时,在定频 1 和定频 2 正弦激励下,对 A_5, A_6, A_7 和 A_8 这 4 个测点的插入损失进行计算,并采用一定的加权计算方法进行数据处理,所得结果如表 5 所示。可以看到,载荷隔振装置对定频 1 的输入隔振效率(插入损失)平均为 97.00%,对定频 2 的输入隔振效率(插入损失)平均为 79.76%。该微振动试验系统的合理性和有效性得到了充分验证,且隔振效果的量

化分析结果也证明了该测试方法的可实施性。

表5 插入损失计算结果

Tab. 5 Table of insert loss calculating results

工况	%	
	定频1激励下的 加权插入损失	定频2激励下的 加权插入损失
F_1 点激励	98.80	93.13
F_2 点激励	95.76	79.85
F_3 点激励	94.82	66.04
F_4 点激励	98.61	80.03
最大值	98.80	93.13
平均值	97.00	79.76

4 结束语

通过合理模拟卫星在轨工作环境,设计并搭建了一套微振动试验系统,得到了载荷隔振装置在解锁和锁定两种状态下的模态和传递率测试结果。通过对比分析,量化给出了载荷隔振装置的减隔振效果,为载荷隔振装置的性能评估提供了可靠依据。该试验方法可推广到其他卫星隔振系统,对卫星减隔振系统设计具有参考价值。

参 考 文 献

- [1] Zhang Y, Zhang J R, Zhai G, et al. High imaging performance of optical payload by vibration isolation system[C]// AAIA Guidance, Navigation, and Control Conference 2012. Minneapolis, MN, USA; [s. n.], 2012.
- [2] Oh H U, Izawa K, Taniwaki S. Development of variable-damping isolator using bio-metal fiber for reaction wheel vibration isolation [J]. Smart Materials and Structures, 2005, 14(5): 928-933.
- [3] 王杰,赵寿根,吴大方,等. 隔振器动力学参数的测试方法研究[J]. 振动工程学报, 2014, 27(6): 885-892.
Wang Jie, Zhao Shougen, Wu Dafang, et al. A test method of dynamic parameters of vibration isolators [J]. Journal of Vibration Engineering, 2014, 27(6): 885-892. (in Chinese)
- [4] 王杰,赵寿根,吴大方,等. 一种基于黏性流体介质的微振动隔振器机理研究[J]. 振动工程学报, 2015, 28(2): 237-247.
Wang Jie, Zhao Shougen, Wu Dafang, et al. The mechanism study of a micro-vibration isolator based on viscous fluid [J]. Journal of Vibration Engineering, 2015, 28(2): 237-247. (in Chinese)

- [5] Allen J B. Vibration isolator for large space telescopes [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2006, 43: 45-53.
- [6] 王光远,周东强,赵煜. 遥感卫星在轨微振动测量数据分析[J]. 宇航学报, 2015, 36(3): 261-267.
Wang Guangyuan, Zhou Dongqiang, Zhao Yu. Data analysis of micro-vibration on-orbit measurement for remotesensing satellite [J]. Journal of Astronautics, 2015, 36(3): 261-267. (in Chinese)
- [7] 庞世伟,潘腾,毛一岚,等. 某型号卫星微振动试验研究及验证[J]. 航天器环境工程, 2016, 33(3): 305-311.
Pang Shiwei, Pan Teng, Mao Yilan, et al. Study and verification of micro-vibration test for a satellite [J]. Spacecraft Environment Engineering, 2016, 33(3): 305-311. (in Chinese)
- [8] McMickell M B, Kreider T, Hansen E, et al. Optical payload isolation using the miniature vibration isolation system [C]//Industrial and Commercial Application of Smart Structures Technologies. San Diego, USA: [s. n.], 2007.
- [9] 张庆君,王光远,郑钢铁. 光学遥感卫星微振动抑制方法及关键技术[J]. 宇航学报, 2015, 36(2): 125-132.
Zhang Qingjun, Wang Guangyuan, Zheng Gangtie. Micro-vibration attenuation methods and key techniques for optical remote sensing satellite [J]. Journal of Astronautics, 2015, 36(2): 125-132. (in Chinese)
- [10] 周东强,曹瑞,赵煜. 遥感系列卫星在轨微振动测量与分析[J]. 航天器环境工程, 2013, 30(6): 627-630.
Zhou Dongqiang, Cao Rui, Zhao Yu. Micro-vibration measurement and analysis of a series of remote sensing satellites in-orbit [J]. Spacecraft Environment Engineering, 2013, 30(6): 627-630. (in Chinese)



第一作者简介:罗婕,女,1981年2月生,博士、工程师。主要研究方向为航天器产品的振动试验、微振动试验和模态试验等。曾发表《超声电机在真空高低温环境下的驱动性能》(《振动、测试与诊断》2018年第38卷第2期)等论文。

E-mail:luojie_job@163.com

