

基于振动台电枢的界面力监测和力限振动控制 试验方法及其工程应用

张群, 鲁勇, 毕京丹, 张忠, 宫晓春

(北京强度环境研究所, 北京 100076)

摘要: 文章针对大型航天产品对界面力量化试验的工程应用需求, 提出一种基于振动台电压电流的界面力监测方法, 建立界面力的获取程序和基于界面力评估的加速度振动控制方法, 通过刚性模拟配重试验验证了方法的正确性, 并通过两型包带振动试验进一步验证了方法的有效性和实用性。该方法可避免传统振动试验中采用加速度控制存在的过试验问题, 为航天器有效载荷精细化设计和试验验证提供参考。

关键词: 振动试验; 界面力; 力限控制; 过试验; 火箭锁紧装置

中图分类号: V416.2

文献标志码: A

文章编号: 1673-1379(2019)01-0069-07

DOI: [10.12126/see.2019.01.011](https://doi.org/10.12126/see.2019.01.011)

An interface force monitoring and vibration control method based on the armature of shaking table and its engineering application

ZHANG Qun, LU Yong, BI Jingdan, ZHANG Zhong, GONG Xiaochun

(Beijing Institute of Structure and Environment Engineering, Beijing 100076, China)

Abstract: An acceleration control in the traditional vibration test by itself may induce a serious “over testing” problem. In view of the importance of the measurable interface force test in the engineering application of aerospace products, this paper proposes an indirect interface force monitoring method based on the voltage and the current of the moving coil of the electromagnetic shaking table. An interface force acquisition procedure is designed. Then the acceleration control based on the interface force assessment is implemented. This method is firstly verified by the simulated rigid mass model test, and then through the vibration test of two types of satellite-rocket locking devices, its effectiveness and practicability against the over testing are further proved. This study can be used for the detailed design and the test validation of the spacecraft payload.

Keywords: vibration test; interface force; force limit control; over test; satellite-rocket locking device

收稿日期: 2018-10-25; 修回日期: 2019-01-24

引用格式: 张群, 鲁勇, 毕京丹, 等. 基于振动台电枢的界面力监测和力限振动控制试验方法及其工程应用[J]. 航天器环境工程, 2019, 36(1): 69-75

ZHANG Q, LU Y, BI J D, et al. An interface force monitoring and vibration control method based on the armature of shaking table and its engineering application[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2019, 36(1): 69-75

0 引言

振动试验是航天器力学环境试验的重要环节。航天产品的振动试验通常采用加速度控制,但振动台和试验夹具的机械阻抗与真实飞行状态中安装结构的机械阻抗存在很大差异;同时振动试验加速度控制的试验条件一般采用实测或预估的加速度谱包络,会导致产品和工装连接面处产生很大的界面力,特别是在试验件的共振频率处,由于动力吸振效应,界面力结果存在严重的过试验问题^[1-2],势必加大产品设计难度,增加设计成本。因此需采用加速度与界面力双重控制的力限控制方法,即在试验中同时获取和监测界面力情况^[3]。现有界面力监测方法主要有力传感器法^[1-3]、应变标定法^[4]、加速度模态缩聚法^[5]等。目前国外主要采用力传感器法直接获取界面力^[6],但对于不同接口的大型试验件,力传感器的串入将引入夹具质量、改变产品连接边界,同时传感器装置设计困难、费用高、通用性差、标定烦琐^[7-8],无法大规模应用,特别对于星箭界面和上级等大尺寸航天产品的振动试验而言应用较为困难。

为此,针对大型舱段以及上级产品、卫星等有效载荷振动考核中对界面力量化试验的工程应用需求,本文在大型振动台上开展了基于振动台动圈电流电压的界面力间接获取方法研究,通过试验验证了界面力监测方法的有效性,同时建立了基于界面力评估的加速度振动控制方法,并进一步应用于星箭锁紧装置的振动试验中。

1 基于振动台电枢的界面力监测原理及振动控制方法

1.1 界面力监测方法

采用电磁振动台动圈电压电流测力的基本原理为:星箭界面负载等的振动考核主要关心5~100 Hz的低频振动,试验条件一般为5~100 Hz的正弦扫描试验。低频振动试验时,振动台动圈等运动部件可视为刚性质量,功率放大器提供电压电流用于驱动动圈、夹具和负载等质量运动,产生的总驱动力等于星箭界面负载受到的激励力和用于使振动台动圈、夹具等运动部件运动的力之和。振动台电路模型中电流正比于驱动力,可将振动台动圈

与负载看成并联电路(参见图1),由功率放大器提供的电流可分成驱动振动台动圈等运动部件的电流 I_d 及驱动卫星等负载的电流 I_s 。电流 I_d 正比于振动台动圈的电压 U_d ,其比值为振动台动圈的导纳 Y_d (Y_d 为振动台动圈的固有属性)。同样,负载所受的界面力正比于电流 I_s ,其比例系数 K_s 与负载的特性相关。因此,为了有效测量施加给卫星负载的作用力,要求测量功率放大器输出的电压和电流,并通过一系列流程测定振动台动圈导纳 Y_d 和比例系数 K_s 等界面力有关参数,最终确定负载所受的界面力。

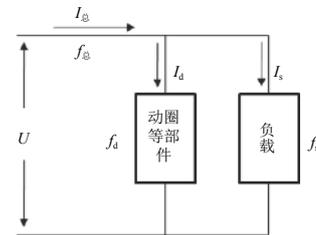


图1 振动台激振力电路模型

Fig. 1 Circuit model of excitation force for the shaking table

通过振动台动圈电压电流测力的具体流程如下:

1) 首先不安装负载进行空台振动试验,以确定振动台动圈导纳

$$Y_d = \frac{I_e}{U_e} \quad (1)$$

式中, I_e 和 U_e 分别为空台时的输出电流和电压。

2) 然后安装与试验件质量相近的刚性配重块进行振动台试验,测量配重的加速度响应,计算出负载的比例系数

$$K_s = \frac{m_p a_p}{I_p - Y_d U_p} \quad (2)$$

式中: I_p 和 U_p 分别为配重试验时的输出总电流和输出电压; m_p 和 a_p 分别为配重块的质量和试验时的加速度。

3) 最终在进行正式负载试验时,实时测量瞬时电压和电流,并计算负载所受作用力

$$F_s = K_s (I_L - Y_d U_L) \quad (3)$$

式中, I_L 和 U_L 分别为正式试验的输出总电流和输出电压。

1.2 基于界面力的加速度控制方法

可通过基于准静态载荷的力限条件制定方法保守确定力限条件,即最大合力 F_V 应不大于系统

质量 M 乘以质心最大准静态过载 a_{VS} ^[6],

$$F_V \leq M a_{VS} \quad (4)$$

界面力监测和振动控制方法的流程如图 2 所示。基于上述测力方法,在正式试验前,通过预试验获取负载界面力,并由式 (4) 评估正式试验时界面力的过载情况,如果质心加速度 a_{CG} 计算值超过设计载荷,就需对加速度试验条件进行修改,根据界面力情况通过手动带谷或响应限值进行振动加速度控制,以确保产品安全。

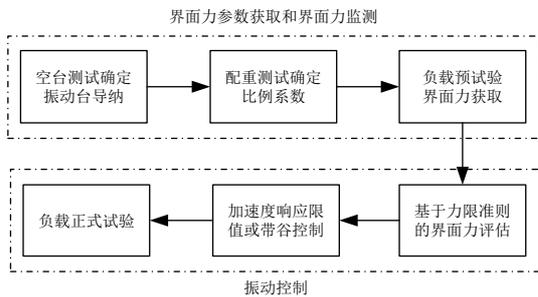


图 2 界面力监测和振动控制流程

Fig. 2 Procedure of interface force monitoring and vibration control

2 试验验证及分析

为验证动圈电压电流测力法的正确性,分别在 350 kN 的滑台和垂台(带扩展台)上进行验证试验。按表 1 的正弦振动试验条件谱形依次在垂台和滑台上进行空载和带刚性配重的振动试验。其中:垂台空载时按谱形进行了 1.0g、1.2g 和 1.5g 三个量级的振动试验,并分别采用质量 692、932 和 1366 kg 的刚性配重进行了量级为 1.5g 的振动试验;滑台空载时进行了 0.9g、1.5g 和 1.8g 三个量级的振动试验,并分别采用质量 692、932 和 1366 kg 的刚性配重进行了量级为 1.8g 的振动试验。各工况下均对动圈电压电流、刚性质量块的加速度进行了测量。

表 1 正弦扫描振动试验条件谱形
Table 1 Spectrum under sine vibration test condition

频率范围/ Hz	试验条件	扫描速率/ (Oct·min ⁻¹)
5~8	3.88 mm	2
8~100	1.0g	

图 3 为垂台和滑台空载时不同量级条件下按式 (1) 计算的振动台动圈导纳对比。由图可知,垂台和滑台不同量级计算的振动台动圈导纳均相同,验证了振动台动圈导纳为振动台动圈的固有属性。

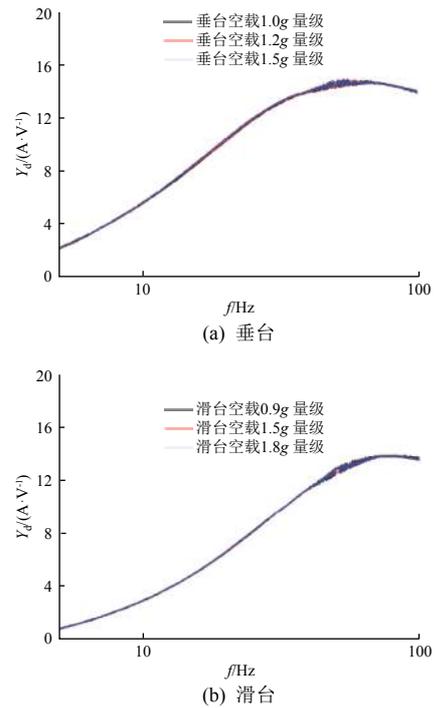


图 3 垂台与滑台空载不同试验量级下的振动台动圈导纳对比
Fig. 3 Moving coil admittance of the vertical and the sliding tables at different test levels with empty load

图 4 为垂台和滑台不同质量配重条件下按式 (2) 计算的负载比例系数对比。由图可知,对于刚性配重,垂台和滑台电流电压的信噪比均随配重质量增大而增大,比例系数频域曲线的偏差波动较小,较为光滑,且不同配重计算的比例系数基本相同。

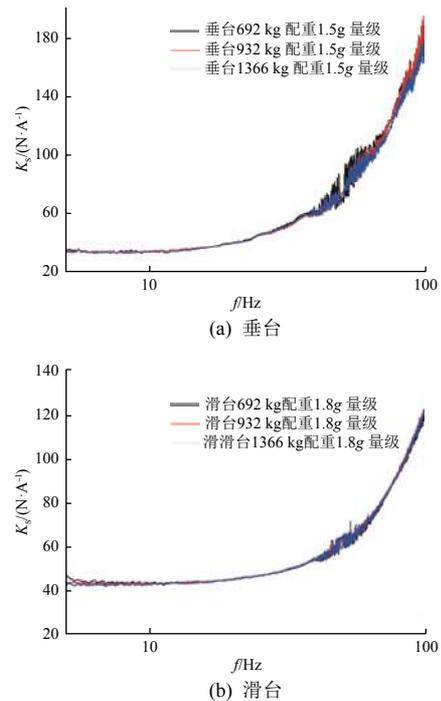


图 4 垂台和滑台在不同配重下的负载比例系数计算结果
Fig. 4 Scaling factor of workload for the vertical and the sliding tables with different mass simulators

依次将 932 kg 和 1366 kg 配重视为负载并结合空台的试验数据进行界面力预测的相互验证。图 5 为垂台和滑台由空台和 932 kg 配重的试验结果按式 (3) 预测的负载为 1366 kg 时的界面力结果 $F_{界/电}$ ，并将其与由配重加速度按 a_{CG} 计算的配重质心处惯性力 $F_{界/惯}$ 进行对比。对于刚性配重，惯性力即为界面力的准确值，原则上界面力预测值应与惯性力相等。由试验曲线对比结果可知二者基本一致，仅在高频有一定的偏差，满足对界面力量级估计的误差要求。

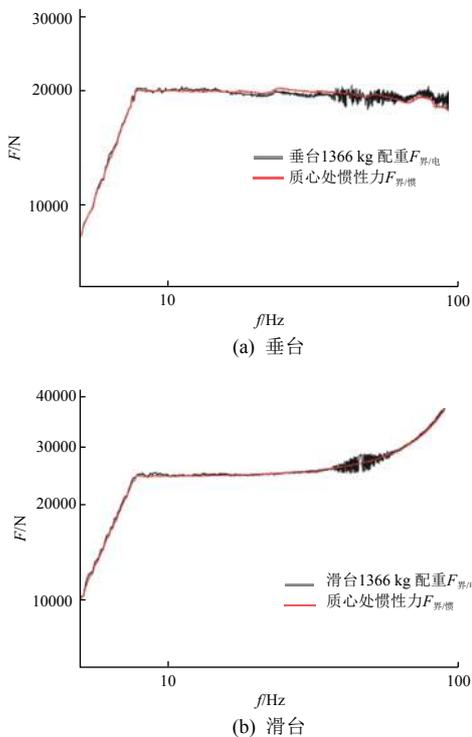


图 5 垂台和滑台 1366 kg 配重的界面力预测结果
Fig. 5 Predicted interface force on the vertical and the sliding tables with 1366 kg mass simulator

图 6 为垂台和滑台由空台和 1366 kg 配重的试验数据预测的负载为 932 kg 时的界面力结果，及其与配重质心处惯性力的对比。由图中的对比结果可知，预测的界面力也与惯性力基本一致。另外，注意到由于轴向采用扩展台、大推力振动台较为老旧和研制的电压电流测量设备灵敏度和信噪比较低等综合因素，图 6 中轴向试验的界面力在 50~70 Hz 间存在较大偏差，最大可达 25%，但该偏差与过试验问题的量级程度（超出数倍以上）相比可以忽略，不妨碍降低过试验的目标达成。因此，可以认

为基于动圈电压电流的界面力预测方法的正确性得到验证。

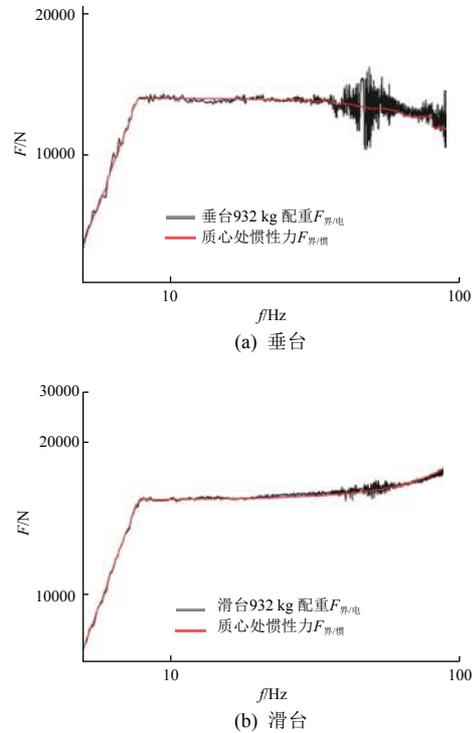


图 6 垂台和滑台 932 kg 配重的界面力预测结果
Fig. 6 Predicted interface force on the vertical and the sliding tables with 932 kg mass simulator

3 星箭锁紧装置振动考核应用

应用上述界面力监测和振动控制方法，针对星箭锁紧装置振动试验考核中对界面力监测和量化试验的需求，开展了 2 种大型星箭锁紧装置的振动试验。

图 7 为星箭锁紧装置（包带）振动试验示意图。试验件均由模拟星、星箭锁紧装置构成，并与转接工装及振动台组成振动试验系统。A 型包带试验件的总质量为 3.09 t，包带直径约为 940 mm，试验件质心高度为 1670 mm。该型包带的特点为模拟星为刚性较大的集中质量块，通过特性试验确定该型包带试验件的轴向一阶固有频率大于试验频率上限（100 Hz），横向一阶固有频率为 11 Hz。B 型包带试验件的总质量为 5.5 t，包带直径约为 2400 mm，试验件质心高度为 2200 mm。该型包带的特点为模拟星为中空薄壁桶状结构，上部具有集中质量，试验件横向和纵向的一阶固有频率均在 100 Hz 内，试验频率范围内为柔性结构。



(a) A型包带 (b) B型包带

图 7 火箭锁紧装置振动试验

Fig. 7 Vibration test for two types of satellite-rocket locking devices

基于产品质量大、质心高、直径大的特点，如前所述采用力传感器法监测界面力较为困难，应用本文提出的动圈电压电流测力法进行界面力获取和振动控制，按照图 2 的监测和控制流程，其中：A 型包带按照表 2 的正式试验条件分别进行了轴向和横向的振动试验；B 型包带按照表 1 的试验条件谱形进行试验，轴向量级为 1.2g、横向量级为 0.9g。A、B 两型包带均在模拟星质心高度处外表面安装加速度传感器，由测得的加速度与试验件质量的乘积计算惯性力。

表 2 A 型火箭锁紧装置振动试验条件

Table 2 Spectrum under sine vibration test condition for the satellite-rocket locking device of type A

方向	频率范围/Hz	鉴定级
轴向(x 向)	5~10	3.0 mm
	10~36	1.2g
	36~38	1.2g~1.5g
	38~42	1.5g
	42~45	1.5g~1.2g
横向(y 向)	45~100	1.2g
	5~10	2.25g
	10~35	0.9g
	35~45	1.05g
	45~100	0.9g

图 8 为正式试验时 A 型包带轴向和横向界面力预测值与惯性力计算值的对比。由于模拟星为集中质量且试验件在试验范围内为刚性，质心高度处传感器获得的加速度与真实质心加速度基本一致，所以可将惯性力计算值视为界面力的准确值^[9]。由图 8(a) 的轴向结果可知，界面力预测值基本与惯性力相等，由于轴向试验频率范围内无共振频率，进一步验证了刚性负载时动圈电压电流测力法的正

确性；由图 8(b) 的横向结果可知，极大值处界面力预测值与惯性力相等，极小值的波谷附近界面力预测值大于惯性力。这是由于现有电压电流测量设备的灵敏度较低，噪声掩盖了信号的极小值，但这不影响力限监测关注的极大值信息；另外与模拟配重时原因相同，轴向试验在 50~70 Hz 间存在较大偏差，最大可达 32%，但该偏差与过试验问题的量级（超出数倍以上）比较可以忽略，不妨碍降低过试验的目标达成。这也验证了对试验频率内存在一阶柔性结构的界面力监测的合理性。在预试验后评估包带的界面力未超设计载荷，该型包带最终顺利完成了振动试验考核。

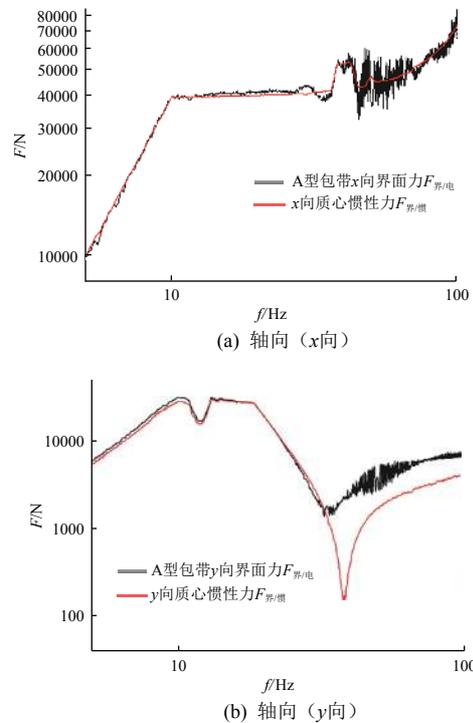


图 8 A 型包带轴向和横向界面力预测结果

Fig. 8 Predicted interface force for the satellite-rocket locking device of type A in x and y directions

图 9 为 0.1g 量级预试验时 B 型包带轴向和横向界面力预测值与惯性力计算值的对比。由图 9(a) 可知，在试验频率范围内，包带产品的轴向界面力存在 2 个峰值，最大峰值频率为 56.2 Hz；界面力预测值与惯性力计算值在低频的刚体位移段基本相等，在最大峰值处惯性力计算值比界面力预测值大近 1 倍（如表 3 所示），而二者的波谷位置也不一致。这是因为柔性结构振动过程的实际质心无法确定，仅在低频段结构视为刚体时可近似等于未变形时的质心，导致计算的惯性力存在不确定性。由上

文已知,由于噪声和灵敏度问题,界面力的计算值在波谷处也不尽准确,但这不影响对峰值的估计和力限试验目的实现。横向试验结果的规律与轴向试

验相同。总体而言,柔性结构的质心加速度往往无法测量^[9],采用动圈电压电流测力法能满足对界面力的监测要求,同时试验易于实施,通用性较好。

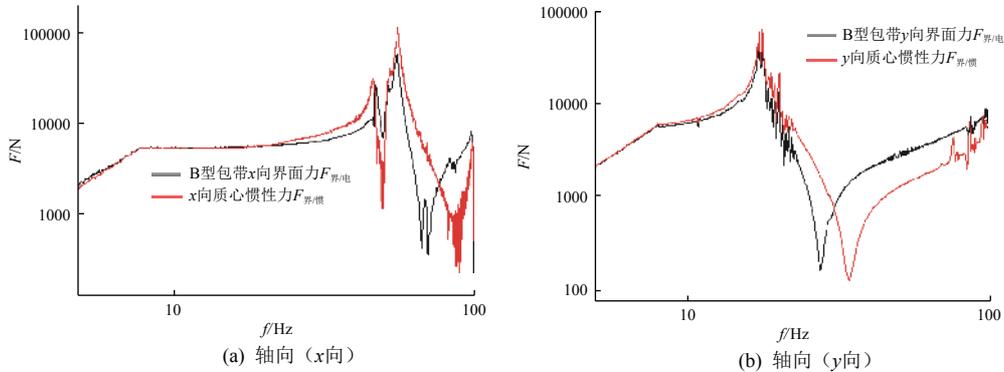


图9 B型包带轴向和横向界面力预测结果

Fig. 9 Predicted interface force for the satellite-rocket locking device of type B in x and y directions

表3 B型包带界面力峰值对比

Table 3 Peak value of interface forces for the satellite-rocket locking device of type B

振动		$F_{界/电}$		$F_{界/惯}$		峰值偏差/ %
		频率/Hz	峰值/N	频率/Hz	峰值/N	
x 向	一阶	47.5	27 546	46.60	32 121	16.6
	二阶	55.7	59 300	56.20	117 250	97.7
y 向	一阶	17.9	47 794	17.92	67 793	41.8

根据预试验界面力的计算结果对B型包带进行加速度控制:包带界面力的设计载荷为轴向时400 kN、横向时200 kN,预计满量级试验时轴向和横向界面力都将超出设计载荷,存在过试验风险,需进行带谷控制。因此,轴向时对加速度条件在56 Hz附近下凹6 dB,横向时对加速度条件在17.9 Hz附近下凹7 dB,然后进行正式量级的试验,最终顺利完成B型包带的振动试验。

4 结束语

本文基于振动台动圈电压电流建立了界面力获取的电路模型和界面力预测方法,并通过实际大型振动台的空载试验、配重试验验证了方法的正确性——对于刚性配重,界面力测量具有较好的一致性。同时通过两型包带振动试验进一步验证了该方法对实际航天产品和柔性结构的适用性,结合界面力获取数据,制定了包带振动试验加速度控制与界面力评估相结合的控制方法,达到力限控制的目的,提高了航天器地面振动试验模拟的真实性。

本文的界面力监测和振动控制方法操作简单、不改变产品状态、试验成本低、通用性较好,能满足

大型舱段以及上面级产品、卫星等有效载荷的振动考核中对界面力的量化试验需求,对复杂星箭系统、上面级等大型航天产品的精细化设计和试验验证具有指导意义。

参考文献 (References)

- [1] 汪阳丰, 刘兵山, 张立宪, 等. 航天产品振动试验力限控制技术综述[J]. 载人航天, 2015, 21(2): 163-170
WANG Y F, LIU B S, ZHANG L X, et al. Review of force limiting technique in aerospace products vibration tests[J]. Manned Spaceflight, 2015, 21(2): 163-170
- [2] 李正举, 马兴瑞, 韩增尧. 航天器力限振动试验条件设计研究[J]. 力学与进展, 2012, 42(4): 454-463
LI Z J, MA X R, HAN Z Y. Research on the estimation of force specifications for force-limited vibration testing[J]. Advances in Mechanics, 2012, 42(4): 454-463
- [3] 陈章位, 文祥, 周建川, 等. 力限控制在振动试验中的应用研究[J]. 振动与冲击, 2013, 32(6): 105-108
CHEN Z W, WEN X, ZHOU J C, et al. Application of force limited control in vibration test[J]. Journal of Vibration and Shock, 2013, 32(6): 105-108
- [4] 张永韬, 周徐斌, 杜冬, 等. 一种星箭动态界面力识别方法[J]. 航天器工程, 2015, 24(1): 62-69
ZHANG Y T, ZHOU X B, DU D, et al. An identification

- method for satellite-launcher dynamic interface force[J]. *Spacecraft Engineering*, 2015, 24(1): 62-69
- [5] 邱吉宝, 张正平, 李海波, 等. 星/箭耦合动态响应分析新方法研究[J]. *强度与环境*, 2011, 38(3): 1-9
- QIU J B, ZHANG Z P, LI H B, et al. A study of dynamic response analysis new method for coupled satellite/launch vehicle[J]. *Structure & Environment Engineering*, 2011, 38(3): 1-9
- [6] NASA. Force limited vibration testing: NASA-HDBK-7004B[S], 2003
- [7] 沈凤霞. 振动试验力限制控制力参数测量技术[J]. *航天器环境工程*, 2006, 23(5): 282-287
- SHEN F X. The measurement of force parameters in vibration test with force limited method[J]. *Spacecraft Environment Engineering*, 2006, 23(5): 282-287
- [8] 岳志勇, 王剑, 李新明, 等. 力限振动试验夹具设计要求和力测量装置校核方法[J]. *航天器环境工程*, 2015, 32(3): 291-295
- YUE Z Y, WANG J, LI X M, et al. The design requirement of the fixture for the force limited vibration test and the FMD validation[J]. *Spacecraft Environment Engineering*, 2015, 32(3): 291-295
- [9] SCHARTON T D. Force limited vibration testing monograph[M]. Pasadena: Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology, 1997: 3-1~3-5

(编辑: 张艳艳)