

# 载荷映射用于航天器振动试验条件制定的方法<sup>\*</sup>

杨正玺<sup>1,2</sup>, 丁映婷<sup>2</sup>, 汪阳丰<sup>1,2</sup>, 陆东<sup>2</sup>, 任维佳<sup>2</sup>, 张希农<sup>3</sup>

(1. 中国科学院大学 北京, 100190)

(2. 中国科学院空间应用工程与技术中心, 太空应用重点实验室 北京 100094)

(3. 西安交通大学机械结构强度与振动国家重点实验室 西安, 710049)

**摘要** 准确把握航天器振动试验条件是实现航天器有效检验的前提。首先,通过典型柔性结构试验表明振动台刚性边界不同于真实环境的柔性边界条件,导致结构传递函数发生改变,说明如果以传统的有效载荷界面加速度包络作为试验条件可能导致过试验或欠试验;然后,采用载荷映射方法,以响应等效为目标,基于有限元模型,根据实际响应与试验边界,采用数值优化方法计算试验边界条件下的映射载荷;最后,以此来制定振动试验条件。结果表明,载荷映射方法可以有效解决边界条件不同可能引起的欠试验问题,同时结合主动下凹方法或力限技术可以缓解有效载荷共振频率处的过试验现象。

**关键词** 振动环境试验; 航天器; 响应等效; 载荷映射

**中图分类号** TH113.1; TB535; O321

## 1 问题的引出

航天器从发射到入轨过程会经历振动、噪声、冲击和加速度等恶劣的动力学环境,可能导致航天器结构破坏,性能降低或失效。振动环境试验是模拟飞行环境、考察航天器结构设计、工艺制造缺陷的重要环节。地面振动环境试验是对真实振动环境的模拟,两者的差别可能导致“欠试验”或“过试验”问题。“欠试验”会导致航天器考核不足,产品带着隐患上天,可能会造成发射失败等严重事故,因而“欠试验”是地面试验中无法接受的。“过试验”会导致航天器性能过保守,增加研制难度,造成重量、资源的浪费;更严重的是“过试验”可能会造成航天器的潜在损伤甚至导致不必要的破坏,延长研制周期。为保证航天器顺利发射,考虑到环境条件的随机性,试验条件需要有适当余量,条件制定趋于保守,地面试验通常面临“过试验”问题。我国未来空间站中有效载荷呈现“重、大、精”的特点,所受力学环境更加恶劣、抗力学环境能力更差,采用传统的方法可能产生的“过试验”已成为制约总体设计水平提高的瓶颈问题<sup>[1-2]</sup>。如何在避免“欠试验”的前提下尽量减轻“过试验”的程度,准确把握试验环境条件制定方法,并合理优化试验条件,具有重要的现实意义。

结构真实的振动环境与试验环境的主要区别体

现在载荷条件和边界条件两方面。真实环境为多轴载荷,目前在航天领域主流仍采用单轴试验来模拟,从多轴到单轴的载荷简化过程会带来响应差异,文中不展开讨论。目前振动环境单轴试验条件通常是对实测或分析的有效载荷安装界面加速度进行包络得到。考虑结构的安装及振动台的控制能力,验收级条件采用峰值平滑性包络;考虑结构和飞行环境不确定性,鉴定级条件再放大一定倍数(正弦试验 1.5 倍,随机试验 4 dB)<sup>[3]</sup>,图 1 为工程中某有效载荷试验条件<sup>[4]</sup>,3 条彩色曲线为试件不同响应点载荷环境预示结果,直线为通过对预示结果平滑性包络形成的试验条件。平滑性包络导致有效载荷共振点(即整体结构动力吸振点<sup>[5]</sup>)试验条件严重放大。通过加速度和力的双控可以有效减轻加速度动力吸振点的响应放大<sup>[6-7]</sup>。试验环境与真实环境的另一主要区别为边界条件,真实环境多为柔性边界条件,而试验多为刚性边界条件,通过动力学理论可知,不同边界的相同结构,在输入谱完全一致的情况下结构的响应不同,可能欠试验,也可能过试验。由于边界条件差异可能引起的欠试验必须有效防止。

实际工程中,结构的破坏往往是响应破坏,试验环境对于真实环境的等效,本质上是对其作用于结构所产生的位移、加速度、应力、应变等响应的等效,据此,提出将载荷映射思想<sup>[8]</sup>应用于航天器试验环境条件设计中,即以结构在试验和真实环境中的响

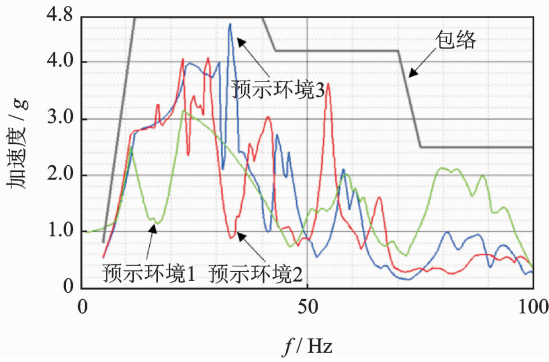


图 1 航天器振动试验条件形式<sup>[4]</sup>

Fig. 1 Form of vibration test specification for spacecraft

应等效为设计目标,以试验中能够实现的加载方式为设计边界条件,得到试验中应当施加的载荷条件,从而消除边界条件的不同可能导致的响应差异。

## 2 基本原理和方法

### 2.1 基本原理

载荷映射方法的原理如图 2 所示。利用实测、分析或统计方法得到结构在真实振动环境下的响应。依据一定的等效准则确定试验环境下应当达到的响应或响应范围,同时依据试验中能够施加的边界条件,对参与试验的结构进行数值建模,由此反推出试验环境下应当施加的载荷,由于其形式不同于真实环境下的载荷,称其为“映射载荷”。

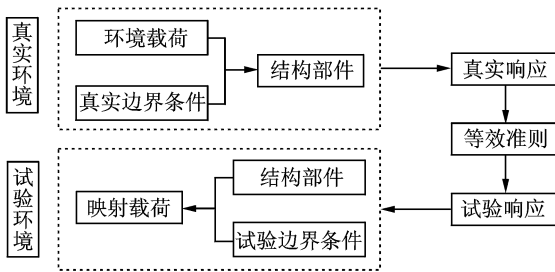


图 2 载荷映射方法基本原理

Fig. 2 Basic concept of Load Mapping Method

航天器力学试验有效性要求结构响应在高于真实的前提下,两者最大位移、最大应力相差不大,所发生的部位相同,其他部位的应力、应变水平相当<sup>[9]</sup>,因此在本研究中,参照力学环境试验有效性要求及建模方法、测量、加载设备条件限制,等效准则确定为:试验中有效载荷各个关键部位的关键自由度上位移或加速度响应在均大于真实环境的前提下,与真实响应差值向量的模取最小值。基于以上准则,建立载荷映射的基本模型如下:

- 1) 试验边界条件为除单向加速度加载外其余方向均固定,即单轴基础激励;
- 2) 建模方法为有限元方法;
- 3) 根据等效准则与实际响应优化计算映射载荷的方法为遗传优化算法,采用 MATLAB 优化计算的遗传算法工具;
- 4) 优化变量为单向加速度载荷;
- 5) 优化目标为响应大于真实环境的前提下,差值向量模最小。

具体计算流程如图 3 所示。在频率范围确定后,正弦扫频试验和随机试验只是计算方式不同,文中以正弦扫频试验为例进行介绍。

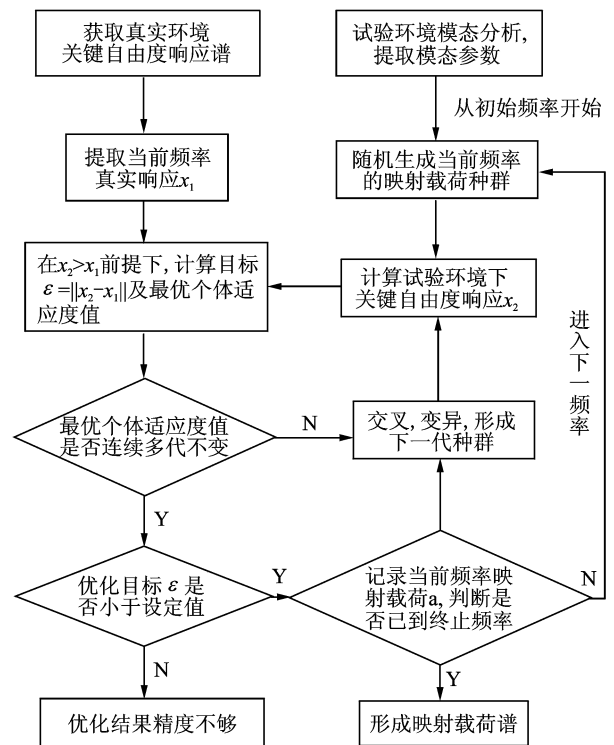


图 3 映射载荷优化计算流程

Fig. 3 Optimization process of the mapping load

### 2.2 试验环境下结构建模方法<sup>[8]</sup>

试验环境下,结构受振动台固定支承做强迫振动,动力学方程为

$$\begin{bmatrix} M_{ii} & M_{ig} \\ M_{ig}^T & M_{gg} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_{a,i} \\ v_{a,g} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} C_{ii} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & C_{gg} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_{v,i} \\ v_{v,g} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} K_{ii} & K_{ig} \\ K_{ig}^T & K_{gg} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_{d,i} \\ v_{d,g} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ P_g \end{bmatrix} \quad (1)$$

其中: $M, C, K$  分别为结构在固定支承边界条件下的质量矩阵、阻尼矩阵和刚度矩阵(这里的质量矩阵为一致质量矩阵,阻尼模型为瑞利阻尼,且阻尼矩阵忽略了支座自由度与内部自由度之间的耦合); $v_d, v_v, v_a$  分别为位移、速度、加速度; $P$  为所受外力;下标  $i$

和  $g$  分别表示内部自由度和支座自由度。

将式(2)中的第1行展开,可得

$$\mathbf{M}_{ii} \mathbf{v}_{a,i} + \mathbf{C}_{ii} \mathbf{v}_{v,i} + \mathbf{K}_{ii} \mathbf{v}_{d,i} = -\mathbf{M}_{ig} \mathbf{v}_{a,g} - \mathbf{K}_{ig} \mathbf{v}_{d,g} \quad (2)$$

对于每一角频率  $\omega_i$  均有

$$\mathbf{M}_{ii} \mathbf{v}_{a,i} + \mathbf{C}_{ii} \mathbf{v}_{v,i} + \mathbf{K}_{ii} \mathbf{v}_{d,i} = -\left(\mathbf{M}_{ig} - \frac{\mathbf{K}_{ig}}{\omega_i^2}\right) \mathbf{v}_{a,g} \quad (3)$$

由此可建立结构内部自由度响应和振动台加速度激励之间的关系,由于优化计算映射载荷过程中需要反复计算结构响应,为提高计算效率,利用模态叠加法计算,式(4)为正则模态坐标与物理坐标转换关系,式(5)为模态正交性关系

$$\mathbf{v}_{d,i} = \Psi_{N \times m} \boldsymbol{\eta}_{m \times 1} \quad (4)$$

$$\begin{cases} \Psi_{N \times m}^T \mathbf{M}_{ii} \Psi_{N \times m} = \mathbf{E} \\ \Psi_{N \times m}^T \mathbf{C}_{ii} \Psi_{N \times m} = 2\xi \boldsymbol{\omega} \\ \Psi_{N \times m}^T \mathbf{K}_{ii} \Psi_{N \times m} = \boldsymbol{\omega}^2 \end{cases} \quad (5)$$

其中: $\boldsymbol{\eta}$ 为结构内部自由度正则模态坐标; $\Psi_{N \times m}$ 为正则振型矩阵(假设结构内部自由度为  $N$ ,取模态截断阶数为  $m$ ); $\xi$ 为前  $m$  阶模态阻尼比矩阵; $\boldsymbol{\omega}$ 为前  $m$  阶固有频率矩阵。

将式(5)带入(3)可得优化计算式

$$\ddot{\boldsymbol{\eta}} + 2\xi \boldsymbol{\omega} \dot{\boldsymbol{\eta}} + \boldsymbol{\omega}^2 \boldsymbol{\eta} = -\Psi^T \left(\mathbf{M}_{ig} - \frac{\mathbf{K}_{ig}}{\omega_i^2}\right) \mathbf{v}_{a,g} \quad (6)$$

对式(4)和式(6)进行傅里叶变换转化到频域

$$(-\omega_i^2 + 2j\omega_i \xi \boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{\omega}^2) \mathbf{y} = -\Psi^T \left(\mathbf{M}_{ig} - \frac{\mathbf{K}_{ig}}{\omega_i^2}\right) \mathbf{X} \quad (7)$$

$$\mathbf{Y} = \Psi \mathbf{y} \quad (8)$$

其中: $\mathbf{y}$ ,  $\mathbf{X}$  和  $\mathbf{Y}$  分别为  $\boldsymbol{\eta}$ ,  $\mathbf{v}_{a,g}$  和  $\mathbf{v}_{d,i}$  对应频域上的值。

对于随机振动情况,式(7)和式(8)相应变为

$$(-\omega_i^2 + 2j\omega_i \xi \boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{\omega}^2) \mathbf{P}_y \cdot$$

$$(-\omega_i^2 + 2j\omega_i \xi \boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{\omega}^2)^T =$$

$$\Psi^T \left(\mathbf{M}_{ig} - \frac{\mathbf{K}_{ig}}{\omega_i^2}\right) \mathbf{P}_X \left(\mathbf{M}_{ig} - \frac{\mathbf{K}_{ig}}{\omega_i^2}\right)^T \Psi \quad (9)$$

$$\mathbf{P}_Y = \Psi \mathbf{P}_y \Psi^T \quad (10)$$

其中: $\mathbf{P}_y$ ,  $\mathbf{P}_X$  和  $\mathbf{P}_Y$  分别为  $\boldsymbol{\eta}$ ,  $\mathbf{v}_{a,g}$  和  $\mathbf{v}_{d,i}$  对应的功率谱密度值。

### 3 试验验证

在利用刚性边界条件结构对载荷映射方法进行初步验证后<sup>[10]</sup>,将其应用于柔性边界条件的结构试验中,并与传统方法比较,试验为垂直方向( $z$ 向)激励,频率范围为10~200 Hz。本研究中结构和边界条件都确定,加速度条件的制定方法为取峰值包络和考虑测量误差取峰值1.1倍余量包络两种方式。

#### 3.1 验证结构

如图4所示为试验结构整体示意图,由上下两

部分组成,分别称为负载子结构(模拟有效载荷)和源子结构(模拟有效载荷安装结构),高度方向为  $z$  向,长度方向为  $x$  向,宽度方向为  $y$  向。源为悬臂形式, $z$  向激励时, $z$  向平动和绕  $y$  向转动为主要响应,因此对于  $z$  向激励,负载为柔性边界条件。

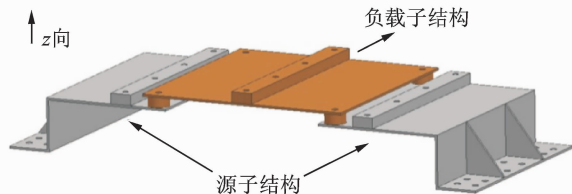


图4 验证结构整体及其组成部分示意图

Fig. 4 The whole verification structure and its components

为确定负载的关键响应点,建立整体结构有限元模型,如图5所示,一阶频率  $f_1 = 37$  Hz,二阶频率  $f_2 = 139$  Hz。负载通过界面安装在源上模拟整体试验结果,如图6所示。根据图5所示  $z$  向弯曲模态结果,选定图6中顶层质量块及顶层板面边缘中点为负载的关键响应点, $z$  向平动自由度为关键自由度;顶层板面中间位置响应作为参考点;下层板面与上层连接处传感器用来测量整体试验时负载安装界面的  $z$  向响应。图7为负载单独试验时,包括模态试验和正弦扫频试验的安装边界,表1为负载模态分析和试验结果,可以看到负载有限元模型接近于实际结构,尤其对  $z$  向主要模态,频率差很小,可以满足后续计算的要求。

表2为验证试验流程。第1步对整体结构扫频,模拟真实环境,得到有效载荷安装界面加速度响

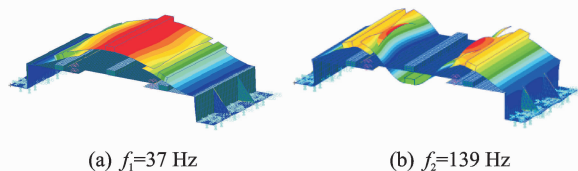


图5 整体结构  $z$  向弯曲模态

Fig. 5 The first 2 bending modes for the whole structure

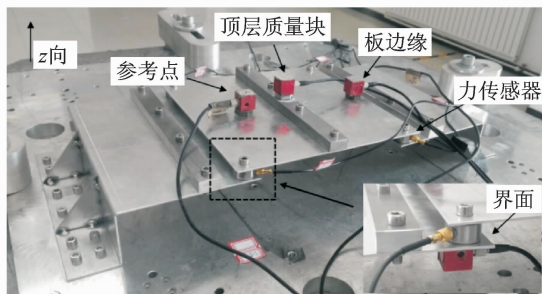


图6 验证结构整体及传感器位置

Fig. 6 The whole verification structure and location of sensors

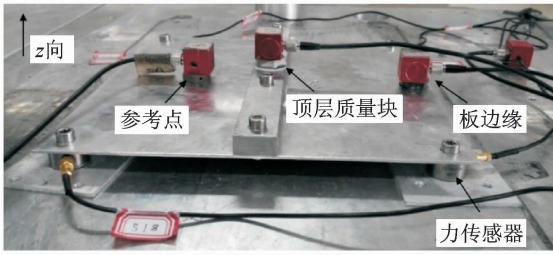


图 7 验证结构负载部分及选定的关键点位置

Fig. 7 The load part of the verification structure and the key points

表 1 负载模态分析和模态试验结果

Tab. 1 The natural frequencies of first 4 modes from experiments and FEM simulations for the load structure

模态阶次	试验频率/Hz	计算频率/Hz	频率差/Hz	Z 向有效质量/kg
1	84.04	86.85	2.81	0.455
2	131.74	129.58	2.16	$3.63 \times 10^{-22}$
3	301.98	290.55	11.43	$1.05 \times 10^{-23}$
4	362.08	363.93	1.85	0.018

表 2 验证试验流程

Tab. 2 The verification test process

编号	项目	对象	条件	结果
1	整体扫频	整体 (图 6)	0.5 g 正弦扫频 10~200 Hz	界面加速度(1) 关键点响应(2) 参考点响应(3)
2	传统	负载 (图 7)	(1) 包络	关键点响应(4)与(2)对比 参考点响应(5)与(3)对比
3	载荷映射	负载 (图 7)	利用(2)计算映射加速度并包络下凹(7)	映射加速度(6)与(1)对比 关键点响应(8)与(2)对比 参考点响应(9)与(3)对比
4	载荷映射+力限	负载 (图 7)	(6) 包络及利用(6)得力条件(10)	实测加速度条件(11)与(7)对比 关键点响应(12)与(2)对比 参考点响应(13)与(3)对比

应试验值,包络得到传统试验条件,同时得到关键点和参考点的实测响应;第 2 步按照传统方法进行负载试验,得到关键点和参考点响应与整体试验实测值对比;第 3 步利用整体试验关键点响应和试验边界,按照图 3 所示流程计算出映射界面加速度,获得基于载荷映射计算的试验条件,得到关键点和参考点响应与整体、传统试验对比;第 4 步利用映射界面加速度计算界面力,对其包络作为力条件进行负载力限试验。试验结果按此试验流程依次给出。考虑试验件质量小且对称,夹具刚性足够,试验中在夹具与试验件连接处安装控制传感器做单点控制。

### 3.2 传统试验结果

如图 8 所示,整体 0.5 g 正弦扫频,负载界面的 z 向加速度响应为红色划虚线,其峰值包络为蓝色实线,黑色点虚线为对峰值包络再取 1.1 倍放大,将两种包络作为负载传统试验条件,对负载进行正弦扫频试验测得,关键点和参考点响应与整体试验结果对比如图 9 所示。

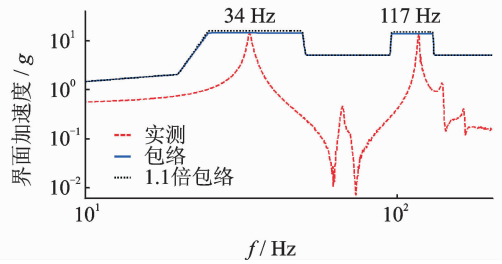


图 8 整体扫频界面所测界面加速度及其包络

Fig. 8 Comparison of interface acceleration of in whole structure test and its envelopes

从图 9 看出,传统试验得到的关键点和参考点响应在不同频段分别出现了欠试验和过试验情况:

1) 在整体结构一阶固有频率 34 Hz 处,顶层质量块为响应最大点,由图 9(a)和 9(b),看出峰值包络和 1.1 倍包络传统试验响应分别为 17.38 和 19.28 g,整体扫频结果为 19.56 g,欠试验情况明显;由图 9(c)看出,板边缘峰值包络试验结果为 15.40 g,整体扫频结果为 15.68 g 也存在欠试验;

2) 在整体结构二阶固有频率 117 Hz 处,顶层质量块为响应最大位置,由图 9(a),峰值包络试验结果为 9.84 g,整体扫频结果为 10.48 g,存在欠试验;

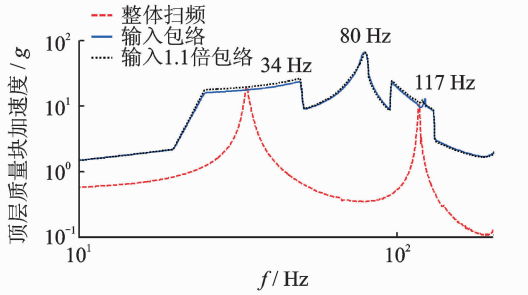
3) 由图 9(a,c,d)看出,在负载一阶固有频率 80 Hz(即整体结构动力吸振点)附近,过试验情况明显;

4) 由图 9(d)看出,在 150 Hz 附近,参考点局部出现欠试验。

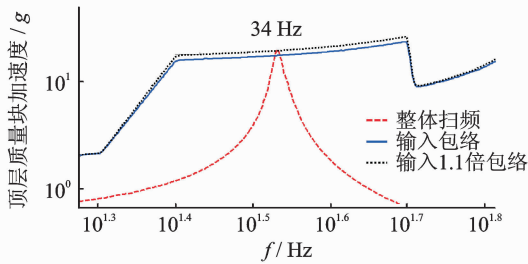
### 3.3 载荷映射试验结果

将整体扫频得到的关键响应结果,即顶层质量块和板边缘响应输入到负载的载荷映射计算程序中,得到映射加速度计算结果,如图 10(a)绿色点划虚线所示,包络后作为条件如蓝色实线所示,与整体扫频所测界面加速度即红色划虚线比较结果如下:从图 10(a)中红色划虚线和绿色点划虚线对比可以看到,负载在整体安装柔性边界条件下与试验刚性边界条件下界面加速度峰值发生改变,可知负载频响

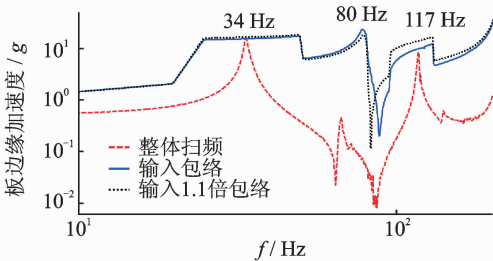




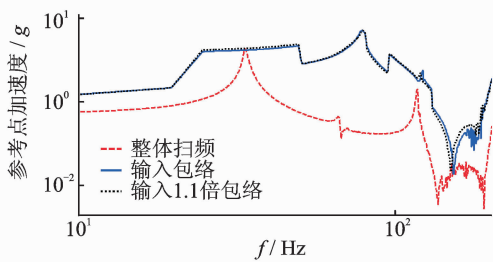
(a) 顶层质量块响应对比  
(a) Response comparison on top mass



(b) 图(a)中34 Hz附近局部放大  
(b) Local zoom on 34 Hz in diagram (a)



(c) 板边缘响应对比  
(c) Response comparison on plate edge

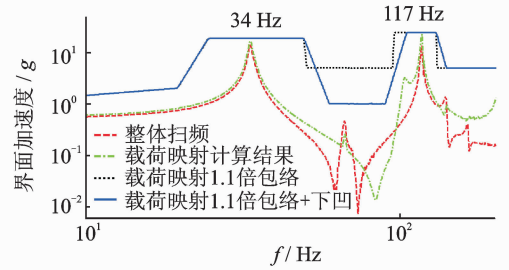


(d) 参考点响应对比  
(d) Response comparison on reference point

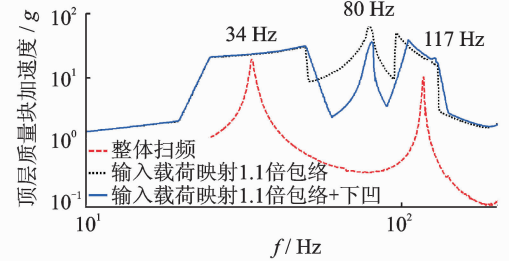
图9 传统试验和整体扫频所测响应对比

Fig. 9 Response comparison of traditional SDOF test and the whole structure test

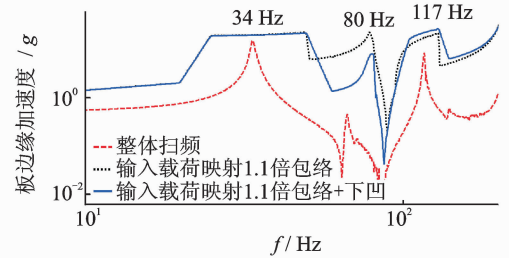
函数变化,这就是前述传统试验在整体结构固有频率处发生欠试验的原因;加速度谷值频率,即整体结构动力吸振点也有很大差别。采用映射载荷条件对负载进行试验,对比载荷映射试验关键点和参考点响应与整体扫频结果如图10(b)~(d)。可以看出,关键点的响应和整体扫频结果相比没有出现欠试



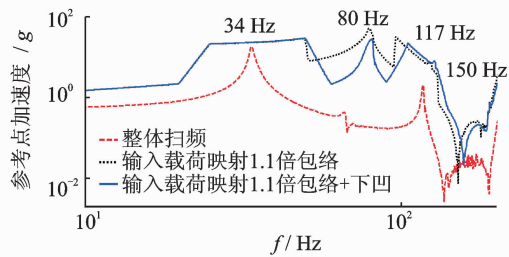
(a) 界面加速度对比  
(a) Comparison of interface acceleration



(b) 顶层质量块响应对比  
(b) Response comparison on top mass



(c) 板边缘响应对比  
(c) Response comparison on plate edge



(d) 参考点响应对比  
(d) Response comparison on reference point

图10 载荷映射与整体扫频试验结果对比

Fig. 10 Result comparison of load mapping method and the whole structure test

验。参考点响应与关键点的情况基本一致。由于参考点的整体试验结果没有参与载荷映射计算,在150 Hz附近欠试验情况仍然存在,从另一个角度表明由于边界差异可能在结构不同部位的多个频段发生欠试验。为了保证敏感点不发生欠试验,需要让敏感点都参与载荷映射计算。

综上,载荷映射参与优化计算的敏感点可以有效避免因边界条件差异引起的欠试验问题。

### 3.4 载荷映射结合力限技术试验结果

通过载荷映射方法基本可以解决由于边界条件引起的欠试验问题,但无法解决由于平滑性包络引起的动力吸振点过试验问题,可以参考响应的放大级,依据映射加速度计算结果对加速度条件主动下凹,或结合力限技术来缓解。两种试验结果如图 11 所示。在界面映射加速度载荷的基础上通过式(1)计算界面映射力载荷,考虑到两次计算过程可能的误差放大,对界面映射力结果进行 1.4 倍峰值包络作为力条件,在试验中进行力与加速度双控。图 11(a)为界面力比较,图 11(b)为界面加速度比较。可见,在引入力条件后界面加速度在负载一阶频率 80 Hz 附近可以自动下凹,深度明显优于主动下凹,而且没有发生欠试验,但在下凹最低点之后出现了一定的振荡。

力限技术的原理是基于界面加速度和界面力的动力吸振点不一致,以界面加速度和界面力的包络共同作为试验条件进行控制,以避免单独控制其中某一项时动力吸振点处的严重过试验现象<sup>[11]</sup>。力与加速度双控技术是以加速度控制为主,以力限制响应控制为辅,其基本原理是<sup>[7]</sup>:在振动台与试验件间安装力传感器以测得界面力,控制通道上设置加速度条件,辅助通道上设置响应限制值(力限阈值)。试验中将加速度和力传感器的输出信号,通过放大器分别接入控制通道和辅助通道上。当界面力未达到力限阈值时,控制输入按加速度试验条件;在结构共振频段界面力达到或超过力限阈值时,控制系统的信号选择和限制功能自动地实现控制通道的转换,使界面力的量级不超过力限阈值;共振频段之后,随着界面力量级的下降,控制通道又转回到主控制通道,按加速度试验条件进行试验。在界面力量级达到限制值受到限制控制时,使加速度控制条件下降,从而实现下凹控制。双控过程存在着加速度条件控制和力条件控制的往复切换,靠控制系统内部的算法来保证。

如文献<sup>[12]</sup>指出,下凹最低点过后的振荡现象普遍存在于力限试验中,是由于目前振动台控制系统本身功能缺陷所致,国外解决方法是额外补充一套控制系统来共同对振动台控制,本研究中还不具备这一条件。图 11(c)~(e)是引入力限条件后关键点和参考点响应与主动下凹、整体扫频的比较,若振荡区域取响应平均水平,从响应结果看,引入力限条件对过试验的缓解也要明显好于主动下凹。

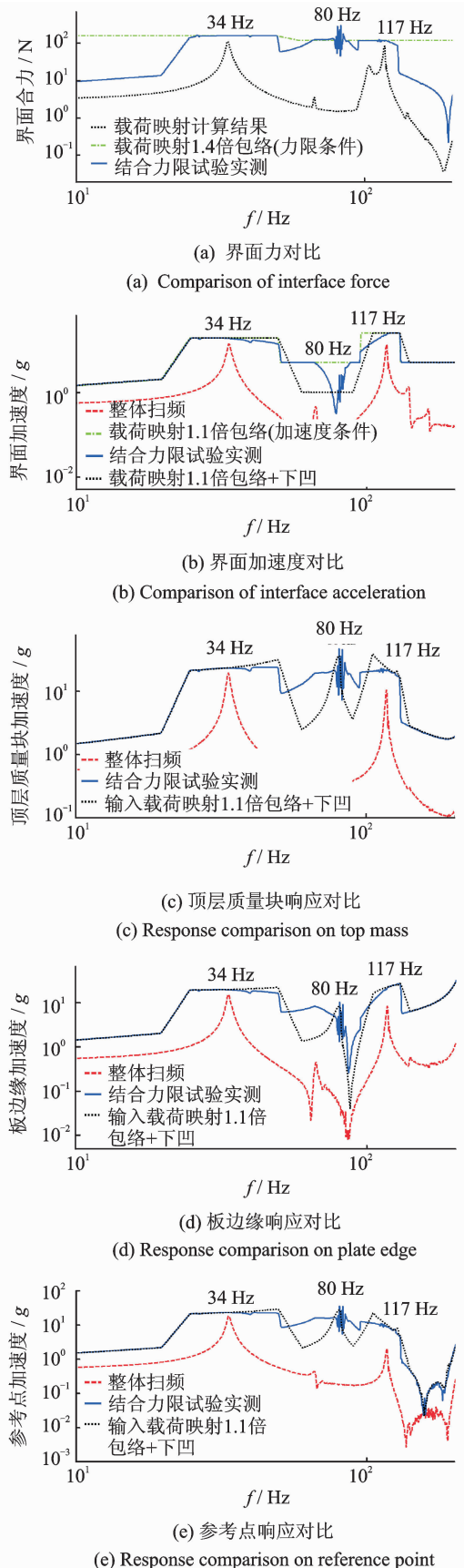


图 11 力限与主动下凹、整体扫频试验结果对比  
Fig. 11 Result comparison of force limit notching method and the whole structure test

## 4 结束语

根据航天器振动试验的有效性要求,提出结合载荷映射思想的振动试验条件制定方法。针对某典型算例,通过载荷映射试验与传统试验对比表明,边界条件差异可能导致传统试验发生欠试验问题,利用载荷映射方法制定加速度条件可以有效避免欠试验。由映射载荷制定加速度条件的包络过程同样会造成负载固有频率处严重过试验,可以结合下凹方法缓解。利用映射界面加速度计算映射界面力,并以此制定力条件进行力限试验,与加速度条件主动下凹相比,对过试验的缓解效果更好。

由于加载设备和建模方法的限制,只对单优化变量和低频振动试验进行了研究,未来精密有效载荷在中频范围也存在关键模态<sup>[13]</sup>。目前,中频建模方法是力学环境预示的难点,也是国内外研究的热点<sup>[14-15]</sup>。因此,后续研究可以增加优化变量数量,结合多点激励试验技术来得到映射载荷,并掌握中频建模方法,扩大载荷映射方法的应用范围。

### 参 考 文 献

- [1] 马兴瑞,韩增尧,邹元杰,等. 航天器力学环境分析与条件设计研究进展[J]. 宇航学报,2012,33(1):1-12.  
Ma Xingrui, Han Zengyao, Zou Yuanjie, et al. Review and assessment of spacecraft mechanical environment analysis and specification determination[J]. Journal of Astronautics, 2012, 33(1):1-12. (in Chinese)
- [2] 黄波,张正平,李海波,等. 力限振动试验技术进展综述[J]. 强度与环境,2012, 39(5):18-27.  
Huang Bo, Zhang Zhengping, Li Haibo, et al. Application of force limited control in vibration test [J]. Structure & Environment Engineering, 2012, 39(5): 18-27. (in Chinese)
- [3] GJB 1027A-2005. 运载器、上面级、航天器试验要求[S]. 北京:国防科学工业委员会,2006.
- [4] Bellini M, Luisson D, Tizzani L. Cygnus pressurized cargo module: validation of mathematical model and dynamic qualification of secondary structure[C]// European Conference on Spacecraft Structure Material & Environmental Testing. Noordwijk, The Netherlands: [s. n.],2012:513-518.
- [5] 周莹,宋汉文. 力控振动试验与过试验现象分析[J]. 振动与冲击,2008, 27(4):82-84.  
Zhou Ying, Song Hanwen. Analysis of a vibration overtest problem and a force-limited control vibration test [J]. Journal of Vibration and Shock, 2008, 27 (4):82-84. (in Chinese)
- [6] Scharton T D. Force limited vibration testing mono-

graph[M]. California Institute of Technology:Jet Propulsion Laboratory, 1997:20-22.

- [7] Force limited vibration testing. NASA Technical Handbook 7004C [M]. Washington, DC: [s. n. ], 2012:24-26.
- [8] 胡杰. 导弹结构部件在不同力学环境中的载荷映射关系研究[D]. 西安:西安交通大学,2011:15-18.
- [9] 袁家军,韩增尧,冯咬齐,等. 卫星结构设计与分析[M]. 北京:中国宇航出版社,2004:102-104.
- [10] Ding Yiting, Yang Zhengxi, Ren Weijia, et al. Using response projection method to eliminate the effect of boundary difference during vibration tests in spacecraft [C]// The 22<sup>nd</sup> International Congress on Sound and Vibration, Roman,Italy:[s. n. ], 2015:1402-1411.
- [11] 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 Zhangwei, Wen Xiang, Zhou Jianchuan, et al. Application of force limited control in vibration test[J]. Journal of Vibration and Shock, 2013, 32(6):105-108. (in Chinese)
- [12] Bettacchioli A. Simulation of satellite vibration test [C]// European Conference on Spacecraft Structure Material & Environmental Testing. Braunschweig, Germany:[s. n. ],2014: 332-340.
- [13] Akagi H, Ando S, Shi Q, et al. Prediction of the vibroacoustic response of the equipment mounted on the infrared space telescope "SPICA" [C] // European Conference on Spacecraft Structure Material & Environmental Testing. Braunschweig, Germany:[s. n. ], 2014: 422-428.
- [14] Cicirello A, Langley R S. The vibro-acoustic analysis of built-up systems using a hybrid method with parametric and non-parametric uncertainties[J]. Journal of Sound and Vibration, 2013, 332(1):2165-2178.
- [15] 朱卫红,马兴瑞,韩增尧. 航天器中频力学环境预示研究进展[J]. 航天器工程,2014, 23(1): 110-117.  
Zhu Weihong, Ma Xingrui, Han Zengyao. Research evolution on mid-frequency mechanical environment prediction of spacecraft [J]. Spacecraft Engineering, 2014, 23(1): 110-117. (in Chinese)



**第一作者简介:**杨正玺,男,1991年9月生,硕士生。主要研究方向为航天器结构设计与分析。曾发表《Using response projection method to eliminate the effect of boundary difference during vibration tests in spacecraft》(The 22<sup>nd</sup> International Congress on Sound and Vibration, Florence, Italy:[s. n. ],2015)等论文。  
E-mail:y7090364@163.com

**通信作者简介:**陆东,男,1962年12月生,研究员、硕士生导师。主要研究方向为航天器结构设计与分析。  
E-mail:ludong@csu.ac.cn