

doi: 10.11823/j.issn.1674-5795.2019.03.04

航天设备力限振动试验复杂二自由度方法研究

杨正玺^{1,2}, 常洪振²

(1. 北京机电工程研究所, 北京 100074; 2. 北京强度环境研究所, 北京 100076)

摘 要: 在航天产品振动试验领域, 力限方法采用力和加速度条件双控策略可缓解传统振动试验中的过试验, 但力条件的确定困难, 尤其对于设备级产品的试验存在源的界定问题。针对固定边界的设备级产品, 介绍了复杂二自由度法用于获取固定边界下力条件的修正方法, 对于其中关键的源和负载的质量参数给出获取方法, 并应用于试验实例, 为工程中力限条件的合理制定提供了参考。

关键词: 力限; 振动试验; 过试验; 航天器; 复杂二自由度法

中图分类号: TB936; V416.2; O327 **文献标识码:** A **文章编号:** 1674-5795(2019)03-0020-08

Complex Two-degree-of-freedom Method for Force-limited Vibration Test of Aerospace Equipment

YANG Zhengxi^{1,2}, CHANG Hongzhen²

(1. Beijing Mechanical-electronic Engineering Institute, Beijing 100074, China;

2. Beijing Institute of Structure and Environment Engineering, Beijing 100076, China)

Abstract: Force limit method can reduce the over-testing problem associated with traditional vibration testing by dual control of the force and acceleration. However, the force specification is difficult to estimate, especially for the equipment vibration test in which the source definition problem exists. This paper demonstrates a modified complex two-degree-of-freedom method adapted to fixed boundary conditions of the mounting structure. Some methods are also given to acquire the mass parameters of source and load, which are critical to the reasonably conservative force specification. Practical examples have been performed with the modified method to verify its validity, which provides reference for force specification determination.

Key words: force limit; vibration test; over testing; spacecraft; complex two-degree-of-freedom method

0 引言

航天器地面振动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。目前振动试验主要是通过控制试验件与振动台界面的加速度条件, 其主要是通过耦合模型分析、联合试验测量数据的统计包络和可靠性包络获得, 在试验件共振频率处, 条件通常远高于真实, 这将导致严重的“过试验”问题, 造成重量、资源的浪费, 研制难度增加、研制周期延长^[1]。

工程上减轻“过试验”的传统方法是响应限幅控制和对加速度条件人为下凹。响应限幅依赖于精准的有限元模型, 响应预示难度较大; 人为下凹方法依赖于试验人员经验判断, 对“过试验”减轻效果有限, 且容易导致“欠试验”^[2]。力限试验方法是一种缓解“过试验”问题的新技术, 基于试验件与安装结构界面的加速度和力的反共振点频率严格不一致并交替出现的原理, 将加速条件和力条件的包络同时作为试验条件则可以缓解单个条件控制时严重的“过试验”问题^[3]。

获得合理的力条件是力限试验方法的关键, 但力的测量需要将传感器作为结构的传力环节, 因此不同于加速度, 工程中很难通过实测和耦合模型仿真直接得到, 主要依赖于计算。力限条件的计算主要有半经验法、简单二自由度法、复杂二自由度法三种方法。半经验法不需要试验件安装结构的参数, 依赖于相似结构的界面力数据外推得到, 适宜于有一定力限试验数据积累后应用; 简单二自由度法仅保留试验件和其安装结构在计算频段内的模态, 各自简化为单自由度的弹簧-质量-阻尼系统, 耦合为二自由度系统来计算界面力, 此方法同时考虑了试验件和其安装结构的结构参数, 但忽略了计算频段外模态的影响; 复杂二自由度法也同时考虑了计算频段外模态的影响, 将试验件和其安装结构在计算频段内均简化为二自由度的弹簧-质量-阻尼系统。从国外和国内的研究和应用来看, 复杂二自由度法得到的界面力条件最为可靠^[4]。

复杂二自由度法存在的问题是其理论假设耦合模型是自由边界条件, 这一假设符合卫星试验时, 界面力的

计算对火箭整体真实飞行状态简化；但对于星上有效载荷等设备级产品试验，则存在源的界定问题：理想情况下，安装结构应包括卫星和火箭，实际难以实现，只能选择部分结构来替代^[5]（例如卫星），整体结构不再满足方法所假设的自由边界条件。另外，工程中载荷设备在飞行前还需要参加卫星系统联合试验，试验条件通常要高于实际飞行环境，设备可能无法通过此项试验。

Cote 提出航天设备级产品界面力条件的计算模型应不同于传统自由边界模型^[6]。本文对设备级产品与卫星联合试验状态进行简化，推导出了航天设备级产品固定边界试验的修正复杂二自由度法，只需对自由边界模型中的参数进行一定的修正，计算界面力的流程不变。本文介绍这一方法的原理和参数获取方法，并用于实际结构，将自由边界和固定边界方法得到的界面力条件与有限元仿真结果比较。

1 复杂二自由度模型简化原理

力限试验术语中，试验件（如卫星或星上载荷设备）称为负载（load），飞行或联合试验状态下支撑该试验件的安装结构称为源（source），如卫星试验源为火箭。但对于星上设备试验，若按自由边界模型简化，源应为飞行时设备以下的所有部分，包括卫星和火箭；若按固定边界模型简化，源为卫星与设备联合试验中设备以下的卫星平台。源与负载的连接面称为界面。简化过程是先将激励频率按 1/3 倍频程划分，逐段进行。

1.1 自由边界复杂二自由度模型

将负载和源沿界面分开，两者均为如图 1 所示的物理模型，利用模态分析理论将其转换为如图 2 所示的藤蔓模型^[7]，利用式(1)可以方便描述支承力和加速度的比值关系，即视在质量。

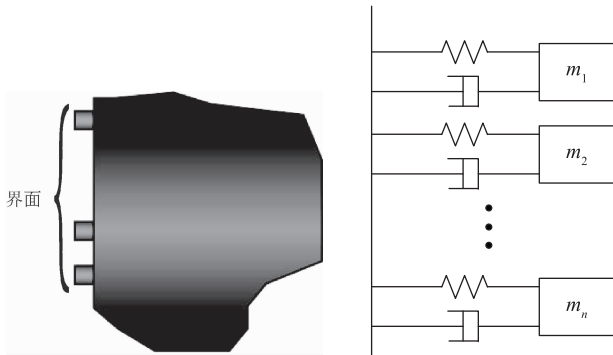


图1 自由边界负载和源的物理模型

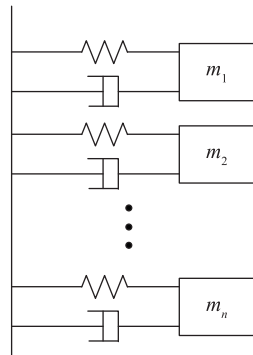


图2 自由边界负载和源的藤蔓模型

$$F = \sum_{i=1}^{\infty} m_i H\left(\frac{\omega_i}{\omega}\right) \ddot{U}$$

$$H\left(\frac{\omega_i}{\omega}\right) = \frac{(\omega_i/\omega)^2 + 2j\xi_i(\omega_i/\omega)}{(\omega_i/\omega)^2 - 1 + 2j\xi_i(\omega_i/\omega)} \quad (1)$$

式中： F 为支承合力； $\ddot{U}$ 为支承加速度； m_i 为图 2 所示各阶模态有效质量； H 为传递函数， ω_i 和 ω 分别为各阶固有频率和当前激励频率。

图 3 为阻尼确定后，传递函数与频率比的关系，可以看出固有频率远高于当前频率的模态传函趋于 1，远低于当前频率的模态传函趋于 0，这就是模型简化的理论依据。保留最接近于激励频率的那阶模态，舍弃所有低阶模态，即传递函数取为 0，所有高阶模态凝聚于支承（称为剩余质量），即传递函数取为 1，此前的藤蔓模型变为图 4 所示的二自由度模型，将负载和源的二自由度模型通过支承处耦合，得到整体耦合计算模型，如图 5 所示，整体为自由边界，源受一外力，符合火箭整体飞行状态。

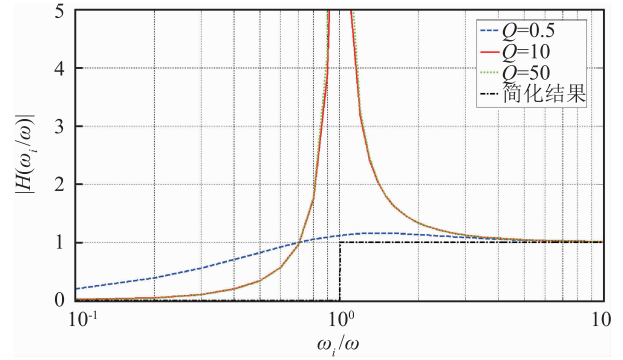


图3 自由边界传递函数与频率比的关系

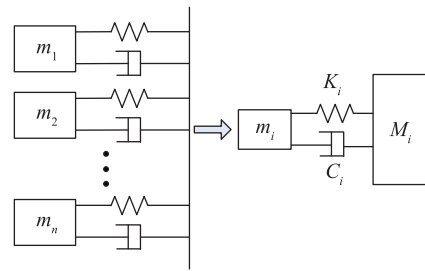


图4 自由边界负载和源简化后的二自由度模型

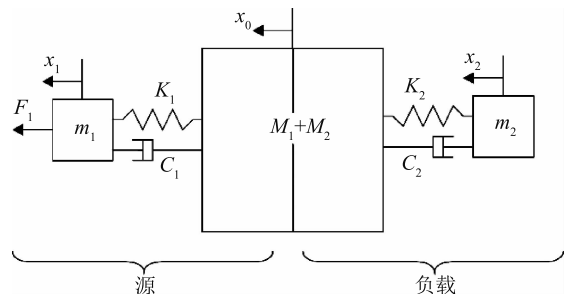


图5 自由边界负载和源耦合后的复杂二自由度模型

1.2 固定边界复杂二自由度模型

星上设备试验按照固定边界模型简化, 源为卫星与设备联合试验中设备以下的卫星平台, 较传统自由边界模型计算方法更为简单, 并且卫星与设备联合试验的条件通常要高于真实飞行时的力学环境, 因此这一方法也更满足实际需求。

图 6 为固定边界整体物理模型, 将负载和源沿界面分开, 与自由边界情况相比, 负载没有变化, 源除了界面处固定边界外多了整体的固定边界, 这就导致界面做支承运动时, 源的视在质量计算方法不同, 为式(2)。

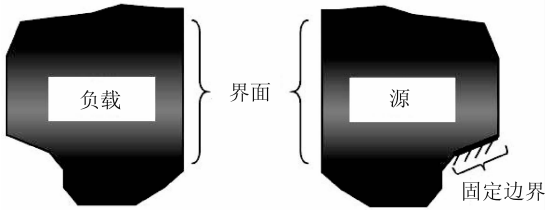


图 6 固定边界负载和源的物理模型

$$F = \sum_{i=1}^n \bar{m}_i \bar{H}(\frac{\omega_i}{\omega}) \ddot{U}$$

$$\bar{H}(\frac{\omega_i}{\omega}) = \frac{(\omega_i/\omega)^2 \times (\omega_i/\omega)^2}{(\omega_i/\omega)^2 - 1 + 2j\xi_i(\omega_i/\omega)} \quad (2)$$

式中: $\bar{m}_i$ 为等效有效质量; $\bar{H}$ 为固定边界下传递函数。

固定边界传递函数值与自由边界相比如图 7 所示, 可以看到, 两者接近于激励频率的模态及低阶模态和传函接近, 但高阶部分固定边界传函不再趋于 1, 而是趋于无穷, 因此, 固定边界下, 模型的简化低阶模态也可以直接舍弃, 接近激励频率的模态保留, 并且其值与自由边界下基本一致, 但高阶部分不能再直接与基础耦合。

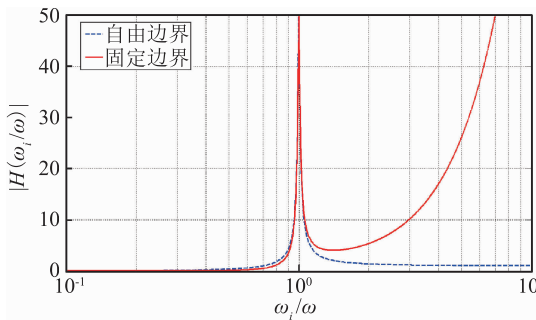


图 7 不同边界条件下传递函数的比较

由于接近激励频率的模态是视在质量的主要贡献部分, 低阶和高阶模态只是补充, 影响作用有限, 所以对高阶模态的处理, 即剩余质量的计算可以采取近似估计方法。

$$M_{\text{res}} = \sum_{i=1}^n \bar{m}_i \bar{H}(\frac{\omega_i}{\omega_c}) \quad (3)$$

式中: ω_c 为当前计算频段的中心频率。此估计方法是用当前计算频段的中心频率来代替变化的激励频率来计算剩余质量, 这样既体现高阶模态传函的特性, 同时满足复杂二自由度模型对计算频段内各参数取值唯一的要求。

2 质量参数获取方法

从式(3)可以看出, 等效有效质量 $\bar{m}_i$ 表征各阶模态对于支承运动的敏感程度(或各阶模态与支承运动的空间耦合程度), 并且从图 5 所示的模型简化过程可看出, 负载和源质量参数的准确性直接决定了最终的简化模型是否接近实际。因此, 有必要研究不同的质量参数获取方法, 来满足不同的工程实际要求, 以及结果的互相验证。本文主要介绍有限元仿真、振动台试验、锤击试验三种方法, 并利用实际结构对前两种方法进行验证。

2.1 有限元仿真

自由边界情况, 源和负载的有效质量参数可以直接通过有限元模态分析得到(如 Nastran), 但对于固定边界情况下的源, 等效有效质量 $\bar{m}_i$ 含义已不同于自由边界下的有效质量 m_i , 不能直接获取, 如仍用模态分析方法可利用附加大质量代替整体边界条件, 还可以借助模型取临界阻尼的视在质量来获取, 以下详述临界阻尼法。

视在质量一般表达式为

$$\frac{F}{\ddot{U}}(Q) = \sum_{i=1}^{v-1} \bar{m}_i \bar{H}(\frac{\omega_i}{\omega}) + \bar{m}_v \bar{H}(\frac{\omega_v}{\omega}) + \sum_{i=v+1}^n \bar{m}_i \bar{H}(\frac{\omega_i}{\omega})$$

$$\bar{H}(\frac{\omega_i}{\omega}) = \frac{(\omega_i/\omega)^2 \times (\omega_i/\omega)^2}{(\omega_i/\omega)^2 - 1 + 2j\xi_i(\omega_i/\omega)} \quad (4)$$

结构取实际阻尼的某阶频率处视在质量为

$$\frac{F}{\ddot{U}}(Q) = \sum_{i=1}^{v-1} \bar{m}_i \bar{H}(\frac{\omega_i}{\omega}) - Q \times j\bar{m}_v + \sum_{i=v+1}^n \bar{m}_i \bar{H}(\frac{\omega_i}{\omega}) \quad (5)$$

结构取临界阻尼(即品质因子 Q 取 0.5), 此阶频率处的视在质量为

$$\frac{F}{\ddot{U}}(Q = 0.5) = \sum_{i=1}^{v-1} \bar{m}_i \bar{H}(\frac{\omega_i}{\omega}) - 0.5 \times j\bar{m}_v + \sum_{i=v+1}^n \bar{m}_i \bar{H}(\frac{\omega_i}{\omega}) \quad (6)$$

由于阻尼主要影响共振区, 对其他频段影响不大, 如图 8 所示, 式(5)与式(6)相减结果可写做

$$\frac{F}{\bar{U}}(Q) \approx \frac{F}{\bar{U}}(Q = 0.5) - \bar{j}m_v(Q - 0.5) \quad (7)$$

由于实际品质因子(例如 $Q = 50$)远大于 0.5, 因此式(7)可写做

$$\frac{F}{\bar{U}}(Q) \approx \frac{F}{\bar{U}}(Q = 0.5) - \bar{j}m_v(Q) \quad (8)$$

利用模型取实际阻尼和临界阻尼的视在质量仿真结果可得到等效有效质量。

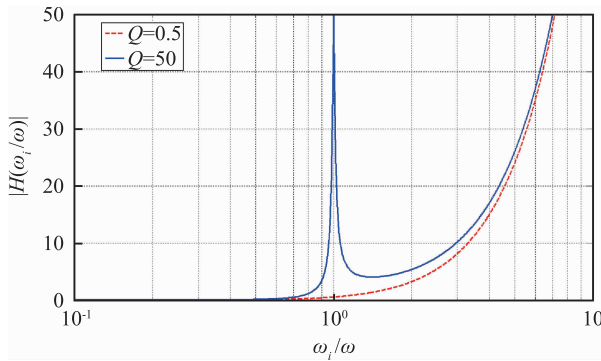


图 8 固定边界条件下不同阻尼值传递函数的比较

2.2 振动台试验

由于通过界面将源安装于振动台难以实现, 利用正弦扫频或随机试验来获取有效质量的方法主要针对于负载, 两种边界情况下负载有效质量的含义一致, 因此, 这种方法基本继承自由边界下的做法。

同一阶固有频率附近的视在质量值, 写成矩阵形式为^[8]

$$\begin{Bmatrix} (M_j^{\text{app}})_1 \\ (M_j^{\text{app}})_2 \\ \vdots \\ (M_j^{\text{app}})_r \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} H_1(\frac{\omega_{n1}}{\omega_1}, \xi_1) & \cdots & H_m(\frac{\omega_{nm}}{\omega_1}, \xi_m) & 1 \\ \vdots & & \vdots & \vdots \\ H_1(\frac{\omega_{n1}}{\omega_r}, \xi_1) & \cdots & H_m(\frac{\omega_{nm}}{\omega_r}, \xi_m) & 1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} M_{1j}^{\text{eff}} \\ \vdots \\ M_{mj}^{\text{eff}} \\ M_{nj}^{\text{res}} \end{Bmatrix} \quad (9)$$

各阶模态的阻尼已知, 则等式右边的传函矩阵可算, 等式变为关于本阶(j 阶)前各阶有效质量、本阶有效质量和本阶剩余质量的线性方程组, 因此, 只需取本阶固有频率附近的视在质量值个数与右边未知量个数一致可得唯一解。

2.3 锤击试验

由于源不易于通过界面安装于振动台, 可利用锤击试验间接模拟其在振动台上的试验情况。

自由边界下, 理想情况源应为飞行时设备以下的所有部分, 但通常难以做到, 工程中通常是用负载安

装结构及某种特殊的边界连接来共同模拟源, 模拟边界的确定需依靠经验判断, 通过逐个锤击各个安装点并对各点数据处理得到整个界面运动一致时(振动台的运动形式)的视在质量数据。

固定边界下源的界定相对简单, 只需取上一级联合试验设备之下的结构即可, 源的边界连接与联合试验时一致, 也为固定。逐个锤击各个安装点, 需要测得每次锤击力及所有安装点的加速度响应, 获取整个界面视在质量数据原理如下^[9]。

在线性系统的基本前提下, 假设各轴力和力矩彼此解耦, 则对某一轴向平动有

$$\{R_i\} = \begin{Bmatrix} A_i(y_1) \\ A_i(y_2) \\ A_i(y_3) \\ \vdots \\ A_i(y_n) \end{Bmatrix} = [I_i] \times \begin{Bmatrix} F_i(x_1) \\ F_i(x_2) \\ F_i(x_3) \\ \vdots \\ F_i(x_n) \end{Bmatrix} \quad (10)$$

$$[I_i] = \begin{bmatrix} \frac{A_i(y_1)}{F_i(x_1)} & \frac{A_i(y_1)}{F_i(x_2)} & \frac{A_i(y_1)}{F_i(x_3)} & \cdots & \frac{A_i(y_1)}{F_i(x_n)} \\ \frac{A_i(y_2)}{F_i(x_1)} & \frac{A_i(y_2)}{F_i(x_2)} & \cdots & \cdots & \frac{A_i(y_2)}{F_i(x_n)} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{A_i(y_n)}{F_i(x_1)} & \cdots & \cdots & \cdots & \frac{A_i(y_n)}{F_i(x_n)} \end{bmatrix} \quad (11)$$

式(11)称为 Accelerance 矩阵。

模拟其在振动台上情况(各点加速度一致)

$$\{R_i\} = R_i \{1\} \quad (12)$$

界面合力

$$F_i = \sum_{n=1}^N F_{in} = (1) \{F_i\} = R_i(1) [I_i]^{-1} \{1\} \quad (13)$$

界面总视在质量

$$W_i = \frac{F_i}{R_i} = (1) [I_i]^{-1} \{1\} \quad (14)$$

3 方法验证

为了验证上述获取质量参数方法的有效性, 设计了如图 9(a) 和图 9(b) 所示源和负载组成的模拟件, 整体安装方式如图 10 所示, 负载质量约为 4.9 kg, 源质量约为 2 kg。以垂直方向(设为 Z 向)作为振动试验的激励方向, 仅考虑正弦试验情况。

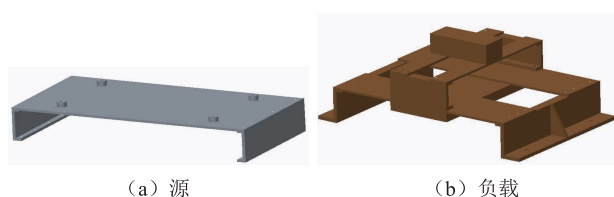


图9 源和负载结构

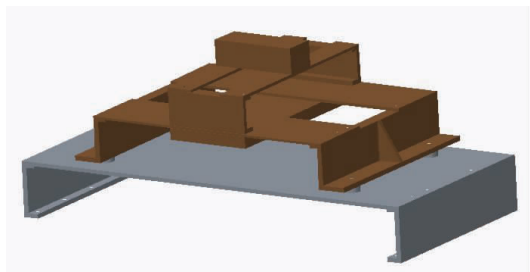


图10 整体安装结构

3.1 源的有效质量获取

1) 附加大质量做模态分析

源附加大质量模型如图 11 所示, 源附加大质量模态分析有效质量结果如表 1 所示。

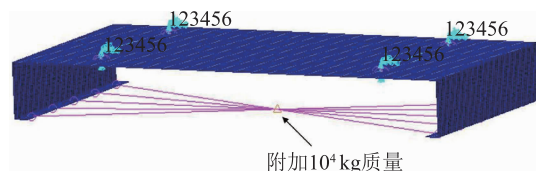


图11 源附加大质量模型

Z 向平动模态已在表 1 中用粗体字标出, 第一阶 2.3 Hz 为附加质量振动模态(从有效质量值 1×10^5 也可看出), 因此, 此阶模态不考虑, 其后 2, 3, 4 阶模态的有效质量结果可看做是固定边界下源的等效有效质量 $\bar{m}_i$, 其中 2, 3 阶为主要模态。表 2 为按自由边界模型简化时源的模态分析有效质量结果。

表1 源附加大质量模态分析有效质量结果

阶次	频率/Hz	X 平动	Y 平动	Z 平动	X 转动	Y 转动	Z 转动
1	2.3	3.5×10^{-29}	1.6×10^{-29}	1×10^5	1.4×10^2	6.3×10^2	7.1×10^{-32}
2	181.1	6.5×10^{-26}	9.5×10^{-25}	1.08	1.6×10^{-2}	6.7×10^{-2}	4.5×10^{-26}
3	512.8	2.0×10^{-25}	3.0×10^{-26}	3.6×10^{-3}	5.1×10^{-5}	2.2×10^{-4}	7.9×10^{-27}
4	878.2	2.8×10^{-24}	1.3×10^{-26}	0.17	2.1×10^{-3}	1.1×10^{-2}	6.1×10^{-29}

表2 按自由边界模型源的模态分析有效质量结果

阶次	频率/Hz	Z 平动
1	139.9	0.09
2	188.2	0.99
3	463.2	0.34
4	935.6	0.20

2) 不同阻尼值的频响分析

源频响分析模型如图 12 所示, 不同阻尼值的频响分析结果如图 13 所示。

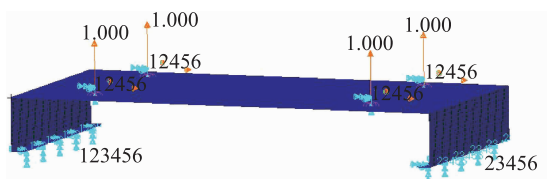


图12 源频响分析模型

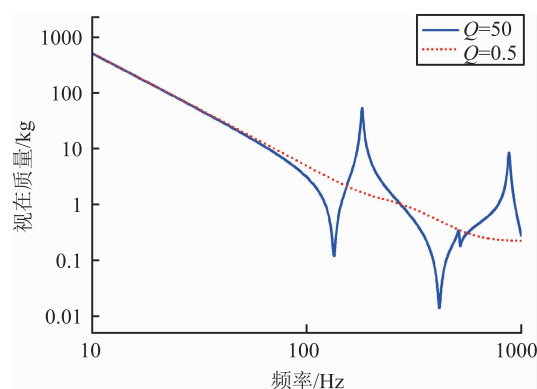


图13 不同阻尼值的频响分析结果

利用式(8)计算各阶等效有效质量:

第一阶 181 Hz: $(54 - 1.65) / 50 = 1.05$;

第二阶 512 Hz: 临界阻尼线低于实际阻尼线, 无法计算, 由 2.1 部分推导过程可知, 此推导过程是经过一系列简化的, 由于此阶有效质量小, 误差更为显著, 也正因为有效质量小, 不会对最后界面力计算结果产生太大影响。

第三阶 878 Hz: $(8.47 - 0.23) / 50 = 0.165$

3)不同简化方法源的剩余质量比较

自由边界和固定边界两种简化方法源的有效质量不同,剩余质量的获取方法也不同,按照 1/3 倍频程划分频率范围,表 3 对两种简化方法得到源的剩余质量进行对比。

表 3 不同简化方法源的剩余质量比较		
频段/Hz	$M_{\text{自由}}/\text{kg}$	$M_{\text{固定}}/\text{kg}$
5 ~ 45	2.0	105.3
45 ~ 56	2.0	67.9
56 ~ 71	2.0	43.3
71 ~ 89	2.0	27.5
89 ~ 100	2.0	18.4

3.2 负载的有效质量获取

1)直接做模态分析

负载模态分析模型如图 14 所示,负载模态分析有效质量结果如表 4 所示。

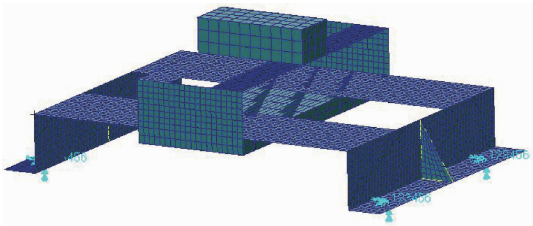


图 14 负载模态分析模型

表 4 负载模态分析有效质量结果		
阶次	频率/Hz	Z 平动
1	51.8	3.70
2	75.3	3.9×10^{-20}
3	93.9	0.53
4	94.2	2.7×10^{-17}
5	111.9	1.6×10^{-19}

2)振动台试验

负载做输入为 0.5 g, 频率范围为 5 ~ 1000 Hz 扫频试验,如图 15 和图 16,得到视在质量数据如图 17 所示。

利用式(9)计算各阶有效质量:

第一阶:取一阶峰和二阶峰之间两点 60.25 Hz 对应 5.74, 65 Hz 对应 3.31,可解出第一阶有效质量为

$M_{\text{eff1}} = 3.83 \text{ kg};$

第二阶:此时已知第一阶有效质量,取二阶峰之后两点 99.7 Hz 对应 2.56, 105.7 Hz 对应 1.494,可解出第二阶有效质量和剩余质量为 $M_{\text{eff2}} = 0.39 \text{ kg}, M_{\text{res2}} = 1.29 \text{ kg}。$

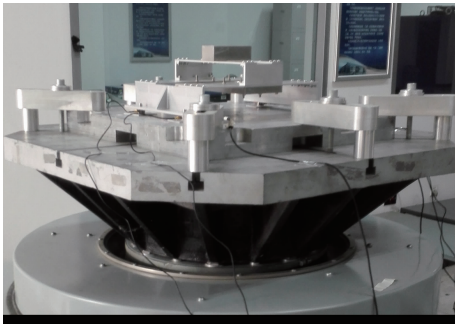


图 15 负载正弦扫频试验

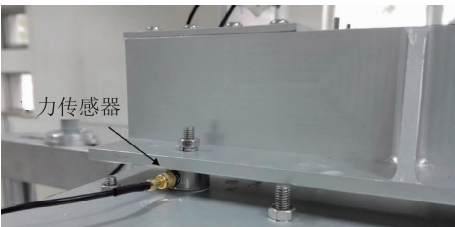


图 16 力传感器的安装形式

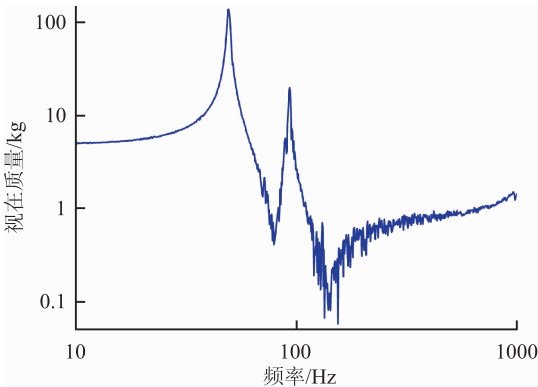


图 17 负载试验所测视在质量结果

3.3 耦合模型界面力比较

利用前述方法分别得到源和负载的质量参数后,按照复杂二自由度法计算耦合模型界面力的流程,分别计算自由边界的固定边界两种简化方法的结果,并与耦合模型有限元仿真结果比较。

图 18 为整体输入 0.1 g 扫频界面加速度仿真结果,对其包络形成负载试验条件。图 19 为不同简化方法得到的界面力条件,可以看出自由界面方法得到的界面

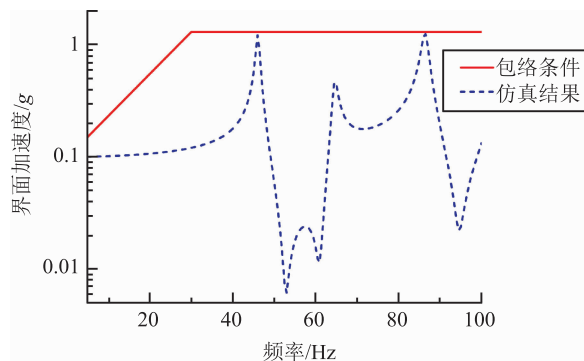


图 18 界面加速度结果和负载试验条件

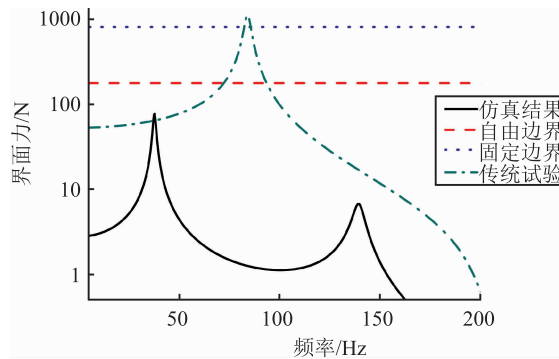


图 21 对应图 20 结构界面力比较

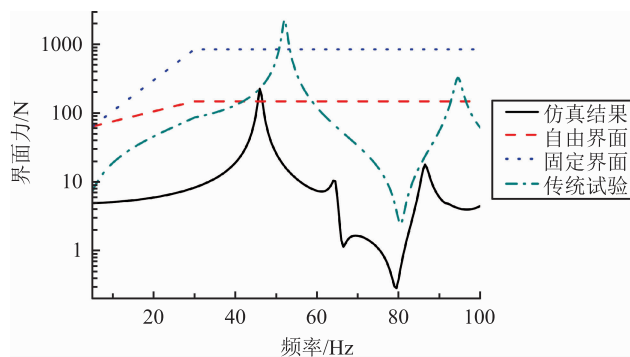


图 19 不同方法得到的界面力比较

力会导致欠试验问题, 固定界面方法较为保守, 与传统试验相比, 在负载一阶固有频率 52 Hz 处可减轻过试验: $20 \times \log(2286\text{N}/850\text{N}) = 8.6 \text{ dB}$ 。

3.4 对不同方法的进一步讨论

为检验方法的通用性, 对图 20 所示结构进行仿真计算, 整体输入 1 g 加速度, 比较不同方法得到的界面力结果。

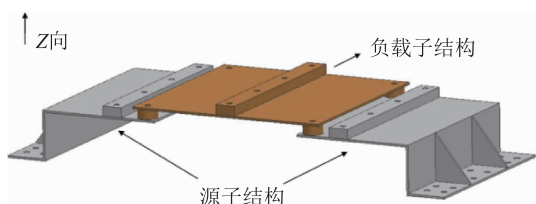


图 20 检验方法通用性所用结构

从图 21 所示结果可以看出, 对此结构自由边界力限条件接近真实; 固定边界力限条件过于保守, 对过试验的减轻效果不明显。

两种方法中负载的质量参数相同, 计算结果的差异来自于源的质量参数, 特别是剩余质量, 分别选定上文中两结构力峰值频段的负载参数, 归一化力限条件随源剩余质量参数的变化如图 22, 虚线对应图 10 结

构, 界面力随源剩余质量 M_1 初始接近线性变化, 之后变化不大; 实线对应图 20 结构, 界面力随 M_1 接近线性变化。两个算例中自由与固支界面复杂二自由度法得到的 M_1 值均处在曲线的线性部分, 其实际取值对力限条件计算有显著影响。

力限条件计算过程中涉及的参数较多, 存在一定假设与简化, 需要结合实际结构进行近似程度分析。通过本文两算例可以说明: 固定边界方法得到力限条件过于保守, 对不同的结构, 自由边界方法得到力限条件可能低于真实, 也可能接近真实, 工程中应当参考不同方法得到的结果, 并结合具体的结构型式合理确定力限条件。

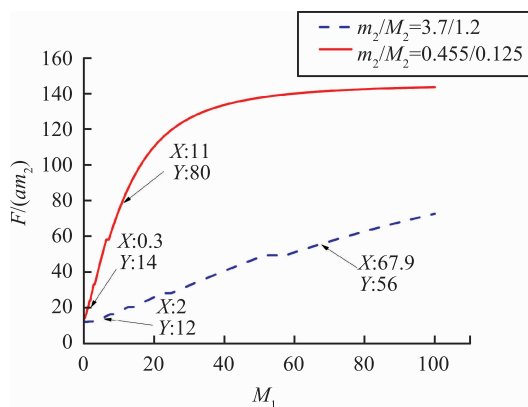


图 22 归一化力限条件随源剩余质量变化

4 结论

通过从上介绍及分析可知:

1) 航天力限试验中, 力条件的获得较为困难, 尤其对于设备级产品试验存在源的界定问题。

2) 固定边界复杂二自由度法计算力条件, 关键是源和负载质量参数的获取, 特别是源的等效有效质量。本文介绍了获取源和负载质量参数的方法, 并应用于

实际结构,不同方法得到的结果差别不大,可以彼此验证有效性。

3)固定边界方法得到力限条件过于保守,自由边界方法得到力限条件可能低于真实,也可能接近真实,工程中应当参考不同方法得到的结果,并结合具体的结构型式合理确定力限条件。

4)文章的方法验证部分,针对源只运用了有限元仿真方法来获取质量参数,研究中也曾尝试采用锤击法试验,但结果并不理想,原因可能是计算过程中需对 Accelerance 矩阵求逆,其元素为复数,求逆结果强依赖于原矩阵元素的准确性,因此测量中误差将会导致最终计算结果的不准确。后续还需要对这一方法进行深入研究,以求能够通过试验方法来获取源的质量参数。

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.
- [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.
- [3] Force Limited Vibration Testing[M]. NASA Technical Handbook 7004C, 2012.
- [4] 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.
- [5] Chad E R, Ralph D B. Validation of Force Limited Vibration Testing at NASA Langley Research Center[R]. Langley Research Center, Hampton, Virginia, 2003.

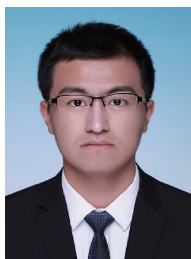
- [6] Cote A, Sedaghati R, Soucy Y. Force-limited Vibration Complex Two-degree-of-freedom System Method[J]. AIAA Journal 2004, 42(6): 1208-1218.
- [7] Wada B K, Bamford R, Garba J A. Equivalent Spring-Mass System: A Physical Interpretation[J]. Shock and Vibration Bulletin, 1972(42): 215-225.
- [8] Sedaghati R, Soucy Y, Etienne N. Experiential Estimation of Effective Mass for Structural Dynamics and Vibration Application[C]//Proceeding of the 21th International Modal Analysis Conference. Kissimmee(FL), USA: 2003
- [9] Piersol A G, White P H, Wilby E G, et al. Vibration Test Procedures for Orbiter Sidewall Mounted Payloads — Phase II Final Report[R]. Astron Research and Engineering, HQ Space Division, Los Angeles, CA, 1989.

收稿日期: 2018-11-26

基金项目: 国家自然科学基金(11172046)

作者简介

杨正玺(1991-),男,山西长治人,工程师,硕士,主要研究方向为结构动力学试验方法。



欢迎订阅《化学分析计量》

《化学分析计量》为双月刊,国际刊号:ISSN 1008-6145,国内统一刊号:CN 37-1315/O6,国防科技工业应用化学一级计量站(中国兵器工业集团第五三研究所)主办,1992年创刊,中国科技核心期刊,美国CA收录期刊(2009年入选千种表),中国学术期刊综合评价数据库统计源期刊,中国石油化工行业优秀期刊,中国兵器工业优秀期刊,华东地区优秀期刊。主要报道分析测试、化学计量专业最新技术和学术成果,包括标准物质的研制,分析测试方法,分析和计量仪器设备的设计、研制、使用和维修,相关专业法规、标准、管理经验探讨,技术发展趋势分析和预测,专业研究综合评述,优秀企业介绍等。主要栏目:标准物质、分析测试、计量管理、仪器设备、经验交流和综述。

地址:济南市天桥区田家庄东路3号

邮编:250031

电话:(0531)85878132, 85878224

E-mail: anameter@126.com

网址: www.cam1992.net