

力限半经验系数研究

马 益¹ 秦远田¹ 付国庆²

(1. 南京航空航天大学小卫星中心 南京 210016; 2. 上海卫星装备研究所 上海 200240)

摘 要:利用力限技术可以缓解由于星箭界面机械阻抗的差异所造成的过实验现象,半经验法是获取耦合界面力限的重要方法,如何确定半经验系数是关键。基于固定界面子结构模态综合法,推导了半经验系数的理论表达式,分析了半经验常数与星箭耦合系统参数之间的关系。基于此方法,以某工程型号卫星为例计算了其半经验系数并制定了正弦实验的力限条件,通过实验数据进行验证,结果表明:该方法所得力限条件能够较好的反映出耦合界面在共振峰处的真实受力。可以为后续力限半经验法的工程应用提供一定的参考。

关键词:力限技术;半经验法;星箭耦合系统

中图分类号: V416 **文献标识码:** A **国家标准学科分类代码:** 590.5030

Research of force-limited vibration for semi-empirical coefficient

Ma Yi¹ Qin Yuantian¹ Fu Guoqing²

(1. The Small Satellite Center of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Shanghai Satellite Equipment Research Institute, Shanghai 200240, China)

Abstract: Using force-limited technology can ease overtesting which caused by the difference of impedance of the interface between satellite and rocket. Semi-empirical method is a significant technology to acquire interface force. It is critical to identify the parameter of semi-empirical. This paper, based on fixed interface substructure modal synthesis method, deduce the theory expression of semi-empirical coefficient and analyze the relationship of the parameter between semi-empirical and satellite-spacecraft systems. Using the method, we calculate semi-empirical coefficient of a certain engineer satellite model and formulate sine testing force-limited condition, and verified by testing data. Experimental results indicate that the force limited condition, acquiring from this method, can preferably reflect the real stress between the satellite-rocket coupling system in resonance peak. It can provide some reference for the engineering application of the semi-empirical method.

Keywords: force limit; semi-empirical method; satellite-rocket coupling system

0 引 言

进行充分的力学环境实验可以避免航天器在发射和飞行过程中因为强度不足而产生的破坏。传统的加速度控制实验中,加速度实验条件通常是对实测的加速度谱进行最大值包络后得到,由于实验件的机械阻抗与真实星箭连接界面间机械阻抗的差异,将会在某些频率处产生严重的“过实验”现象^[1-10],特别是在卫星的固有频率处,由于动力吸振效应使得耦合界面无加速度响应输出。使得航天器的设计趋于保守,造成了资源的浪费。通常解决过实验现象的方法是对结构进行反复的修改,使得结构能够通过所制定的条件,这种方法不仅使得卫星结构的设计过于保守,又

延长了卫星研制的周期,造成了资源和时间上的浪费。

经大量的实验验证,在传统的加速度控制基础上增加力控条件可以有效的缓解过实验现象。双控实验的基本原理主要是:以传统的加速度控制为主,在控制卫星和振动台界面间加速度响应的同时检测界面力,一旦界面力超过设定的力限条件,则系统主动控制振动台的输入,使得界面力低于力限条件。由于该控制过程中需要准确的获取星箭耦合系统界面力谱,但是实际飞行过程中无法在星箭界面处安装力传感器进行测量,只能通过地面实验获取星箭耦合参数,对耦合界面力进行计算。常用的计算界面力谱的方法主要有简单二自由度法、复杂二自由度法和半经验法^[5]。

收稿日期:2017-06

半经验法最早是由 NASA 的喷气推进实验室提出来的,假设星箭耦合界面力和界面加速度成线性比例关系,利用与实际安装结构相似的实验件来推断航天器在飞行过程中的受力。半经验法相对二自由度法和复杂二自由度法来说,计算方法较为简便,并且大量的数据证明此方法更加准确。但是在 NASA 所介绍的半经验法中并未指明需要对哪些参数进行模拟,因此有必要从原理上对半经验法进行研究。本文先推导了半经验系数的理论公式,分析了与半经验系数有关的参数。以某工程型号卫星为例,利用理论分析获取了该卫星的半经验系数,并通过实验进行验证。

1 半经验法

半经验法主要基于与实际安装结构和实验件相似的基础上发展起来的,正弦实验条件下,常用的星箭耦合界面力的半经验公式为^[14]:

$$F = CM_0 A_0 \quad (1)$$

式中: C 为半经验系数, M_0 为试验件总质量, A_0 为加速度试验条件, F 为界面力限条件。

半经验法的公式相对简单明确,通常半经验系数的获取方法是根据飞行遥测数据和地面实验数据进行分析获得的,计算公式如下:

$$C = \frac{F_{\max}}{M_0 A_{\max}} \quad (2)$$

式中: F_{\max} 为实验所获得的最大界面力, A_{\max} 为实验所获得界面最大加速度, M_0 为实验件的总质量。

从以上两个公式中可以看出,决定力限实验条件的关键因素主要是半经验系数的选取,如果选取系数过大,会导致过实验,如果选取系数过小,将会产生欠实验。

2 半经验系数推导

子结构模态综合法的基本思想通常是将整个系统划分为若干个子结构,对于星箭耦合系统,通常将卫星和火箭各等效成两个子结构,如图 1 和图 2 所示,图中 u_i^s 和 u_j^s 分别表示子结构中卫星的内部坐标和卫星的界面坐标。



图1 星箭耦合模型

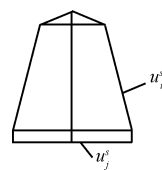


图2 卫星子结构

由于卫星子结构在实际过程中只受到界面力的作用,所以卫星子结构的动力学方程可写为:

$$\begin{bmatrix} M_{ii} & M_{ij} \\ M_{ji} & M_{jj} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{u}_i^s \\ \ddot{u}_j^s \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} C_{ii} & C_{ij} \\ C_{ji} & C_{jj} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{u}_i^s \\ \dot{u}_j^s \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} K_{ii} & K_{ij} \\ K_{ji} & K_{jj} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_i^s \\ u_j^s \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ f_j \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中: f_j 为界面作用力。

根据固定界面子结构模态综合法,对系统 u_i^s 和 u_j^s 做模态坐标变换,即

$$\begin{bmatrix} u_i^s \\ u_j^s \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \phi_{ii} & \phi_{ij} \\ 0 & I_j \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_i \\ x_j \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中: ϕ_{ii} 为主模态矩阵, $\phi_{ij} = -K_{ii}^{-1}K_{ij}I_j$,由于系统存在刚体位移,因此 $k_{ij}\phi_{ij} + k_{jj} = 0$ 。

将式(4)代入式(3)中,并左乘式(4)模态矩阵的转置,可得

$$\begin{bmatrix} M'_i & L_{ij} \\ L_{ij}^T & M_j \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{x}_i \\ \ddot{x}_j \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} C'_i & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{x}_i \\ \dot{x}_j \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} K'_i & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_i \\ x_j \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ f_j \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中: $M'_i = \phi_{ii}^T M_{ii} \phi_{ii}$, $L = \phi_{ii}^T M_{ij} \phi_{ij}$, $C'_i = \phi_{ii}^T C_{ii} \phi_{ii}$, $K'_i = \phi_{ii}^T K_{ii} \phi_{ii}$, $M_j = \phi_{ij}^T M_{jj} \phi_{ij}$ 。

由式(5)中矩阵第一行可得

$$(-\omega^2 M'_i + j\omega C'_i + K'_i)x_i = \omega^2 Lx_j \quad (6)$$

将(6)代入式(5)矩阵的第二行可得

$$\frac{f_j}{x_j} = \left(M_0 + \sum_{n=1}^i \frac{\omega^2 L_{ij}^T L_{ij}}{-\omega^2 M'_m + j\omega C'_m + K'_m} \right) \quad (7)$$

式中: M_0 为卫星总质量,式(7)可以化简为

$$\frac{f_j}{x_j} = M_0 + \sum_{n=1}^i \frac{L_{ij}^T L_{ij}}{m_n} \frac{1}{\left(\frac{\omega_n}{\omega}\right)^2 - 1 + 2j\xi_n \left(\frac{\omega_n}{\omega}\right)} \quad (8)$$

式中: $\omega_n = \sqrt{\frac{k_n}{m_n}}$, $\xi_n = \frac{c_n}{2\omega_n m_n}$, M_0 为卫星总质量。

令 $M_n^{eff} = \frac{L_{ij}^T L_{ij}}{m_n}$ 为卫星子结构的模态有效质量,

$H\left(\frac{\omega_n}{\omega}\right) = \frac{1}{\left(\frac{\omega_n}{\omega}\right)^2 - 1 + 2j\xi_n \left(\frac{\omega_n}{\omega}\right)}$ 为卫星子结构的频响函数。

数。式(8)可化为

$$\frac{f_j}{x_j} = M_0 + \sum_{n=1}^i M_n^{eff} H\left(\frac{\omega_n}{\omega}\right) \quad (9)$$

半经验法中,半经验常数的计算方法为:

$$C = \frac{F_{\max}}{M_0 A_{\max}} \quad (10)$$

式中: F_{\max} 为最大界面力, A_{\max} 为最大界面加速度。对比式(9)和式(10),式(9)可化为:

$$C(\omega) = \frac{f_j}{M_0 \ddot{x}_j} = 1 + \sum_{n=1}^i \frac{M_n^{eff}}{M_0} H\left(\frac{\omega_n}{\omega}\right) \quad (11)$$

假设星箭界面上最大界面力和最大界面加速度都同时出现在同一频率处,因此根据式(11)得半经验常数的表达式:

$$C_a = 1 + \sum_{n=1}^i \frac{M_n^{eff}}{M_0} H\left(\frac{\omega_n}{f_a}\right), (C_a > 0) \quad (12)$$

式中: f_a 为耦合系统的第 a 阶固有频率 ($a=1, 2, \dots, s$)。所以半经验系数

$$C = \max\{C_1, C_2, \dots, C_s\} \quad (13)$$

从式(12)中可以看出, $H\left(\frac{\omega_n}{f_a}\right)$ 中的参数 ω_n 和 ξ_n 为卫星的模态参数, f_a 为耦合体的各阶频率。而有效质量 $M_n^{eff} = \frac{L_{ij}^T L_{ij}}{m_n} = \frac{\phi_{ij}^T M_{ii} \phi_{ii}^T M_{ii} \phi_{ij}}{\phi_{ii}^T M_{ii} \phi_{ii}}$ 中 $\phi_{ij} = -K_{ii}^{-1} K_{ij} I_j$, K_{ii} 为系统内部的刚度矩阵, K_{ij} 为系统内部自由度相对于系统连接面自由度的矩阵。因此从式(12)可知,半经验常数 C 的大小主要与卫星的模态参数和星箭连接面刚度有关。

3 半经验系数获取

以某工程型号卫星为例(该卫星在研制过程中,力学性能已经充分验证,卫星总质量为 62.3 kg),其有限元模型如图 3 所示。

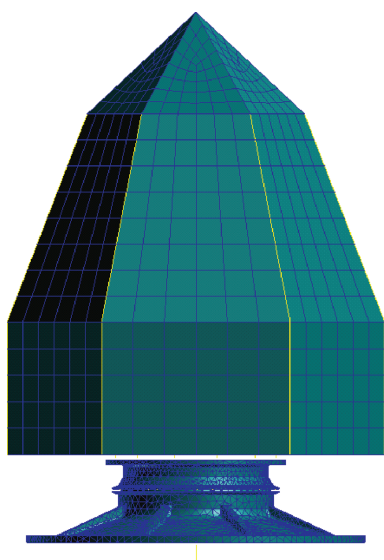


图 3 某卫星结构星有限元模型

结合模态试验对卫星有限元模型进行校核,并从有限元模型中提取出卫星的有效质量,180 Hz 以内的纵向频率如表 1 所示,频率误差均在 5% 以内。

表 1 卫星试验频率及有限元频率

名称	实验频率/ Hz	有限元频率/ Hz	误差/ %	有效质量/ kg
一阶	122	124	1.6	41.89
二阶	168.5	172.3	2.2	6.024

在卫星底部串联模拟装置,以模拟星箭耦合系统,如图 4 所示。

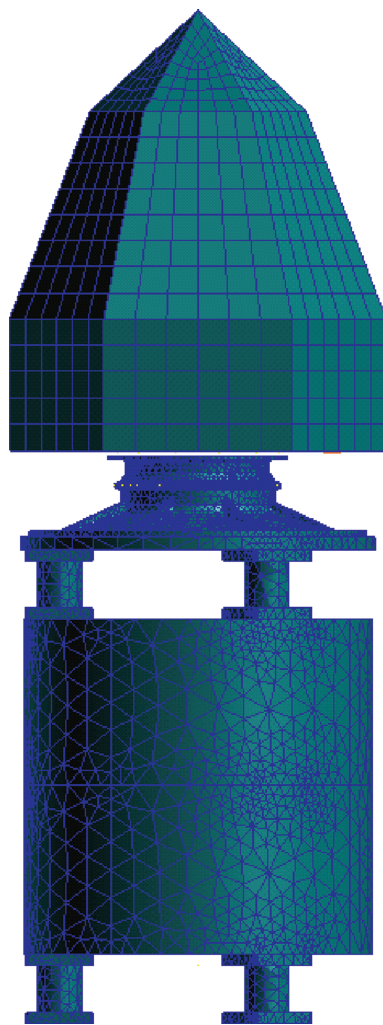


图 4 卫星及模拟装置

耦合体纵向频率如下表 2 所示。

表 2 模拟装置频率

阶数	一阶/Hz	二阶/Hz
频率	115.09	169.62

利用子结构原理对有限元模型进行分析,获取卫星的模态参数以及有效质量,根据式(12)和式(13)计算所得半经验系数 $C=4.16$,以该半经验系数作为力限实验条件。

在模拟装置底部施加纵向 1 g, 频率 1~180 Hz 正弦加速度激励,所得耦合界面加速度如图 5 所示。

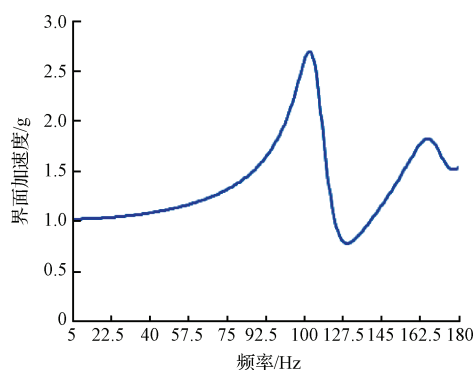


图5 耦合界面加速度

从图5中可以看出耦合界面最大加速度为2.69 g,并且界面加速度在卫星的固有频率124 Hz以及172.3 Hz处均产生了反共振现象。取 $a=2.7$ g作为实验输入加速度条件,所得耦合界面力限条件与真实界面力响应如图6所示。

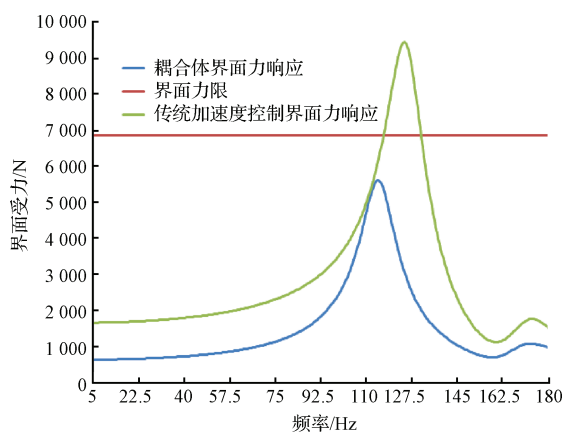


图6 耦合界面力

从图6看出,耦合体真实界面最大受力为5 605.3 N,在星箭反共振点处真实受力仅为3 159.3 N,如果采用传统加速度控制实验最大界面受力为9 434.3 N,远远高出真实界面受力。而半经验法制定的力限条件为6 800 N,更接近实际界面力。所以由半经验系数 $C=4.16$ 所制定的力限实验条件不仅能够抑制过实验现象,而且更能反映出耦合界面的真实受力。

4 实验分析

为进一步验证所得半经验系数的正确性,本节利用实验方法对计算所得半经验系数进行验证,耦合体实验件如图7所示。

在星箭耦合体底部以垂直方向进行正弦扫频实验,实验条件为1 g、1~180 Hz。测得耦合界面加速度并对其取包络,所得耦合界面加速度以及加速度包络曲线如图8所示。

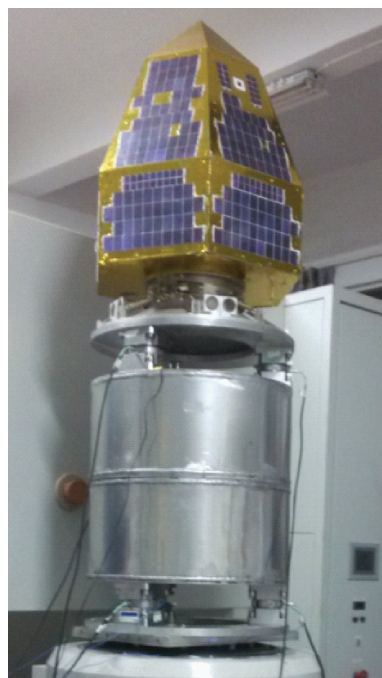


图7 模拟器试验件

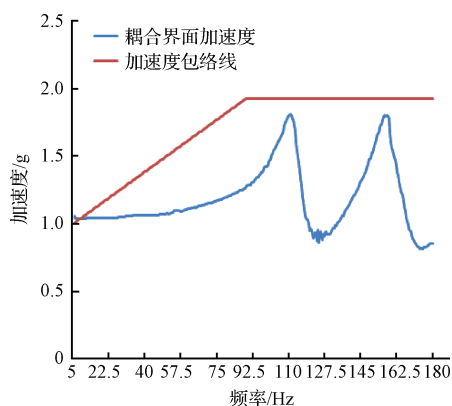


图8 耦合界面加速度

从图8中可以看出实验所得加速度曲线在卫星的前两阶纵向固有频率处均产生了反共振现象,此时最大界面加速度为1.9 g,而反共振频率处最小界面加速度为0.83 g,如果采用包络谱线进行控制条件,则将原有真实界面处的加速度放大了将近2.3倍。

将包络后的界面加速度单独对卫星进行振动测试实验,如图9所示。

利用上节中分析所得半经验系数 $C=4.16$,由半经验法的力限预示公式,所得界面力与真实耦合界面力以及利用传统加速度控制条件下星台界面受力对比如图10所示。

从图10中可以看出,如果采用传统加速度控制条件,在反共振点处的受力为7 131 N,而该点处真实界面受力为3 159.3 N,比真实界面受力高出2.26倍,而采用半经验法所得界面力为4 825.7 N,更接近耦合界面的真实受力。



图9 卫星测力试验

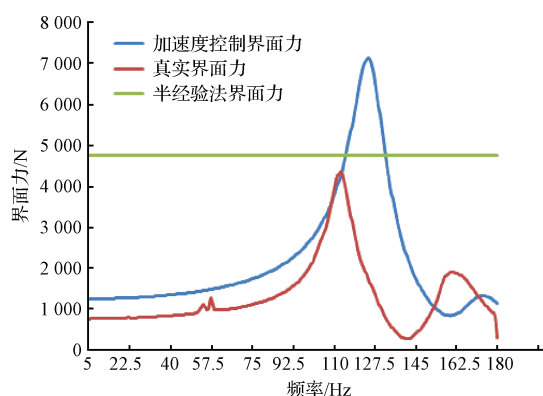


图10 正弦扫频试验界面力

5 结论

本文通过子结构模态综合法推导了正弦实验条件下半经验系数 C 的理论表达式,对半经验法的理论进行了补充,并结合某工程型号卫星的测力实验进行了验证。研究表明,利用此方法所获得力限条件更为接近耦合界面的真实受力。可以为后续力限实验的开展提供一定的参考。

参考文献

- [1] SOUCY Y. On force limited vibration for testing space hardware[M]. Advanced Aerospace Applications, Springer New York, 2011,1:63-71.

- [2] WIJCKER J J. Force limited random vibration testing: the computation of the semiempirical constant C_2 for a real test article and unknown supporting structure[J]. CEAS Space Journal, 2015, 7: 359-373.
- [3] SANDEEP KUMAR SINGH. Analytical evaluation of design margins for force limited vibration testing of electro-optical payloads [J]. Procedia Engineering, 2015, 114: 369-376.
- [4] 钱志英,肖伟,徐兰菊,等. 力限技术在航天器振动试验中的应用[J]. 航天器工程, 2012, 21(3): 101-106.
- [5] 李正举,马兴瑞,韩增尧. 振动试验力限条件设计复杂二自由度方法研究[J]. 宇航学报, 2011, 32(1): 1-8.
- [6] 吴永亮,李小龙,卫巍. 国外力限振动试验标准浅析[J]. 航天标准化, 2016(1): 9-12.
- [7] 孟光,周徐斌,苗军. 航天重大工程中的力学问题[J]. 力学进展, 2016, 46(1): 267-322.
- [8] 许富景,马铁华,李新娥. 压力传感器加速度效应的系统辨识与建模研[J]. 仪器仪表学报, 2015, 36(6): 1236-1243.
- [9] 陈力奋,崔升,柳征勇,等. 基于传递函数的星箭耦合载荷分析[J]. 振动与冲击, 2010, 29(6): 84-88.
- [10] 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.
- [11] 梁旋,张方. 振动主动控制模型及作动器位置优化仿真[J]. 国外电子测量技术, 2016, 35(11): 15-23.
- [12] 次永伟,邱大芦,付乐平,等. 航天器振动试验控制技术进展[J]. 动力学与控制学报, 2014, 12(3): 193-200.
- [13] 李正举,马兴瑞,韩增尧. 振动试验力限条件设计复杂二自由度方法研究[J]. 宇航学报, 2011, 32(1): 1-8.
- [14] 李正举,马兴瑞,韩增尧. 基于力限的加速度谱下凹技术研究[J]. 航天器工程, 2010, 19(4): 23-28.
- [15] 陈凯,黄波,张正平,等. 振动系统反共振点的力谱预示,强度与环境[J], 2010, 37(3): 21-27.
- [16] 刘刚,白光明,李向阳,等. 一种卫星天线的力限振动半经验系数研究[J]. 航天器工程, 2012, 21(2): 35-39.
- [17] 李长玉,王丽. 运行激励下结构模态参数测试方法及其实现[J]. 电子测量与仪器学报, 2016, 30(4): 577-582.
- [18] 张永涛,周徐斌,杜冬,等. 一种星箭动态界面力识别法[J]. 航天器工程, 2015, 24(1): 62-69.

作者简介

马益, 1990 年出生, 工学硕士, 主要研究方向为结构动力学。