

某型号运载火箭发射场模态试验技术

尹春雷, 李双, 杨学印, 霍懿, 祝明昊

(北京强度环境研究所, 北京 100076)

摘要: **目的** 在取消传统的自由-自由状态全箭模态试验的前提下, 通过发射场自由-固支状态模态试验获取某型号运载火箭的模态参数, 为火箭总体设计提供依据。**方法** 基于成熟型号相同部段的仿真模型和模态试验数据基础, 建立高精度的全箭三维动力学模型, 预示结构模态参数, 为发射场模态试验的激励方案和测量方案等提供指导。通过多点全相干步进正弦激励模态试验方法, 运用测试得到的“伪频响函数”进行参数识别, 从而获取结构的模态参数。**结果** 获得了发射场竖立状态下全箭前 4 阶弯曲模态和 1 阶扭转模态, 基于“伪频响函数”的识别结果与真实频响函数的识别结果频率最大偏差为 0.82%, 阻尼比最大偏差为 1.89%。**结论** 某型号运载火箭的发射场模态试验为火箭总体设计提供了关键参数, 型号首飞成功验证了该技术的可靠性, 也为获取火箭模态参数开辟了一条新的路径。

关键词: 运载火箭; 发射场; 仿真计算; 模态试验; 多点全相干激励; 振型斜率

中图分类号: V416.2

文献标志码: A

文章编号: 1672-9242(2024)10-0079-08

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2024.10.010

Modal Test Technology of a Certain Launch Vehicle at the Firing Range

YIN Chunlei, LI Shuang, YANG Xueyin, HUO Yi, ZHU Minghao

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

ABSTRACT: On the premise of canceling the traditional free-free whole launch vehicle modal test, the work aims to obtain the modal parameters of a certain launch vehicle through the free-clamped modal test at the firing range to provide evidence for the overall design of the launch vehicle. Based on the simulation model and modal test data of the same sections of mature models, a high-precision three-dimensional dynamic model of the whole launch vehicle was established to predict structural modal parameters, providing guidance for the excitation scheme and measurement scheme of the modal test at the firing range. Through the multi-point fully coherent step-by-step sinusoidal excitation modal test, the "pseudo-frequency response function" obtained from the test was used for parameter identification to obtain the modal parameters of the structure. The first four bending modes and the first torsional mode of the whole launch vehicle erected at the firing range were obtained. The maximum deviation of frequency between the identification results based on the "pseudo-frequency response function" and the real frequency response function was 0.82%, and the maximum deviation of damping ratio was 1.89%. The modal test at the firing range of a certain launch vehicle provides key parameters for the overall design of the launch vehicle. The successful maiden flight of the launch vehicle verifies the reliability of the technology and also opens a new path for obtaining the modal parameters of the launch vehicle.

KEY WORDS: launchvehicle; firing range; simulation calculation; modal test; multi-point fully coherent excitation; mode slope

收稿日期: 2024-03-22; 修订日期: 2024-05-31

Received: 2024-03-22; Revised: 2024-05-31

引文格式: 尹春雷, 李双, 杨学印, 等. 某型号运载火箭发射场模态试验技术[J]. 装备环境工程, 2024, 21(10): 79-86.

YIN Chunlei, LI Shuang, YANG Xueyin, et al. Modal Test Technology of a Certain Launch Vehicle at the Firing Range[J]. Equipment Environmental Engineering, 2024, 21(10): 79-86.

为了保证火箭的飞行稳定性,姿态控制系统的设计必须具有一定的通频带,使其除了保证刚体静态稳定性之外,还要满足包括贮箱中液体晃动及结构弹性振动的动态稳定性^[1]。因此,结构动力学分析除了为结构设计提供动载荷之外,还需要为稳定系统的设计提供火箭结构的固有振动特性^[2]。

获取火箭的固有振动特性,当前国内主要采用全箭模态试验为主、仿真分析为辅的方法。文献[3]介绍了新一代大型运载火箭长征五号和长征七号通过自由-自由状态全箭模态试验获取模态参数,并对火箭动力学模型进行了修正。文献[4]介绍了长征六号甲运载火箭通过子级、部段级模态试验结果修正全箭动力学模型,并通过全箭模态试验验证。国外运载火箭的模态参数获取技术,可分为3个主要途径:以土星V为代表的自由-自由状态全箭模态试验^[5]、以H-II为代表的火箭结构动力学模型预示^[6]及以阿里安IV、阿里安V为代表的模态综合技术^[7]。随着有限元仿真技术和模态综合技术的发展,近年来国外以战神I、战神V为代表的火箭取消了自由-自由状态全箭模态试验^[8-11],代之以部段级模态试验和发射场全箭竖立状态模态试验相结合的方法^[12-15]。

随着国内对运载火箭研制周期缩短和运载能力提升的要求,若仍采用自由-自由状态全箭模态试验的方法获取火箭模态参数,一方面需要耗资修建振动塔,对经费和时间消耗巨大,另一方面在技术上也缺乏进步性^[16-18]。此时,通过仿真计算与发射场模态试验相结合的方法成为获取模态参数的一种选择。传统发射场模态试验,主要作用是计算竖立载荷、起飞初始Q值、结构强度以及地面瞄准设计^[19],其边界条件为自由-固支边界,与运载火箭真实飞行状态差异较大。将此种方法用于获取运载火箭总体设计所需的模态参数,将对仿真和试验提出更高的要求。

本文针对新型号在取消自由-自由状态全箭模态试验背景下获取全箭模态参数的需求,创新采用三维动力学仿真方法和多点全相干步进正弦激励方法,完成了某型号运载火箭发射场模态试验,通过未解耦的响应与激励的比值,成功识别出火箭在发射平台竖立状态的4阶弯曲模态和1阶扭转模态,并首次完成了火箭发射场竖立状态的关键位置振型斜率采集,验证了有限元仿真模型的正确性,为载荷系统设计提供了重要依据,也为控制系统参数选取起到了最终确认的作用。

1 三维动力学仿真

运载火箭三维动力学建模要求真实反映箭体的动力学特性,为此,需要模拟火箭传力结构的刚度和结构质量分布,准确反映变形能和动能。某型号火箭为二级液体运载火箭,部分子级结构已有成熟型号的仿真模型和模态试验数据,以此为基础开展三维动力

学建模。

第一步:继承成熟型号的子级结构,基于已有的模态试验结果,通过多状态模型修正方法得到高精度的子级有限元模型^[20-21]。模型修正需要建立目标并找准影响目标的敏感参数。将试验数据中的频率、振型和振型斜率优化选择后作为响应目标,建立特征值方程:

$$[K_a + \Delta K]\Phi_m - [M_a + \Delta M]\Phi_m \Lambda_m = 0 \quad (1)$$

式中: ΔK 和 ΔM 分别表示刚度阵和质量阵的增量,下标 m 和 a 分别表示试验数据和有限元分析数据。为找到 ΔK 和 ΔM 使方程平衡,采用加权最小二乘法进行参数优化,通过多次迭代实现分析数据与试验数据残差最小。

第二步:运用子结构模态综合法,将全箭结构划分为若干子结构,根据已掌握的数据对各子结构进行独立建模(试验建模或有限元建模),完成子结构建模后,将子结构组装成全箭模型。理论上,若子结构模型和连接部位的精度均能得到保证,则运用子结构模态综合法将得到高精度的全箭三维动力学模型^[22-26]。

对于一般的子结构,其动力学方程可表示为:

$$\begin{bmatrix} M_{ss} & M_{sr} \\ M_{rs} & M_{rr} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{X}_s \\ \ddot{X}_r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} K_{ss} & K_{sr} \\ K_{rs} & K_{rr} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_s \\ X_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ F_r \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中:下标 r 和 s 分别表示交界面与非交界面的自由度。考虑含有子结构 A 和子结构 B 的系统,将 A、B 在交界面处对接,在广义坐标下系统未耦合的运动方程为:

$$\begin{bmatrix} \bar{K}_A & 0 \\ 0 & \bar{K}_B \end{bmatrix} - \omega^2 \begin{bmatrix} \bar{M}_A & 0 \\ 0 & \bar{M}_B \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \bar{q}_A \\ \bar{q}_B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{F}_A \\ \bar{F}_B \end{bmatrix} \quad (3)$$

交界面处力和位移的协调条件为:

$$F_r^A + F_r^B = 0 \quad (4)$$

$$X_r^A + \delta = X_r^B = X_r$$

式中: F_r^A 、 F_r^B 分别表示子结构 A、B 在交界面处的内力; X_r^A 、 X_r^B 分别代表子结构 A、B 在交界面处的位移; δ 为交界面位移差值。

基于以上的建模方法,建立某型号火箭发射平台固支边界的全箭三维动力学模型,建模中的关键点包括交界面连接、液体推进剂、惯组和速率陀螺等关键位置。交界面连接建模主要处理子结构连接时的刚度不连续问题,液体推进剂模拟根据经验选择虚拟质量法,关键位置建模需要考虑薄壳结构对局部刚度的贡献。

某型号火箭的三维动力学模型见图1。其中,继承自成熟型号的部段可参考已有模型进行建模;对于新设计且开展了相关模态试验的部段,建模时可依据模态试验数据建模,并进行模型修正;对于新设计但未开展模态试验的部段,存在参数模拟和交界面连接刚度模拟等不确定因素,需要针对性开展灵敏度分析^[21]。

发射平台自身的模态试验获取了 4 阶非刚体模态, 在建模基础上基于此进行模型修正。对于关键部位火箭支腿, 由于其结构复杂, 建模时依据传力路径进行简化, 最终给出截面属性。平台和火箭采用 MPC 连接, 将连接后的模型用于模态分析, 空箱状态下前 2 阶模态频率按比例缩放后的分析结果见表 1。

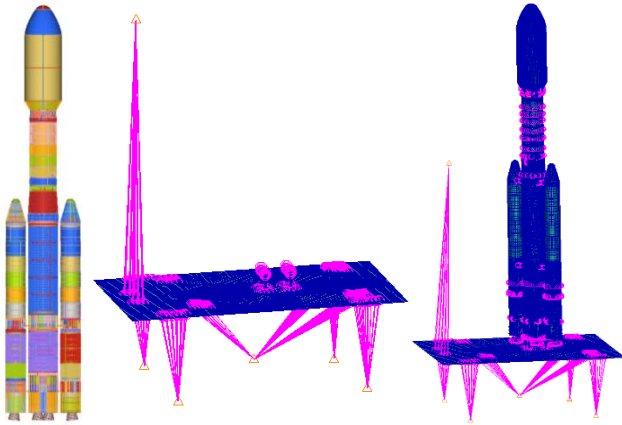


图 1 某型号火箭全箭和发射平台三维模型

Fig.1 Three-dimensional model of the whole launch vehicle and launch platform of a certain launch vehicle

表 1 某型号火箭发射场竖立状态模态仿真分析结果

Tab.1 Results of modal simulation analysis of a certain launch vehicle erected at the firing range

模态	一阶弯曲		二阶弯曲	
频率/Hz	0.553	0.507	2.35	2.28

振型				
----	--	--	--	--

2 基于多点全相干步进正弦激励的模态试验方法

对于火箭等大型结构, 脉冲激励和随机激励均为能量宽频分布的信号, 可能无法提供足够的能量激励出需要关注的所有模态, 因此通常采用步进正弦激励。对于单点步进正弦激励, 若激励点处在某阶模态的节点位置, 易造成模态丢失。同时, 若结构在一个频率附近存在多阶模态, 单点激励会出现无法将密集模态分离的情况。此外, 单点激励同样有能量不足的问题。因此, 在火箭等大型结构的模态试验中, 通常使用多点正弦激励方法获取结构的频响函数。

为求得多输入多输出系统 $\mathbf{X}=\mathbf{H}\mathbf{F}$ 的频响函数矩阵, 使用式 (5) 解算:

$$\mathbf{H}=\mathbf{X}\mathbf{F}^H\left(\mathbf{F}\mathbf{F}^H\right)^{-1} \quad (5)$$

式中: $\mathbf{H}$ 为频响函数矩阵; $\mathbf{X}$ 为响应矩阵; $\mathbf{F}$ 为力矩阵。将频响函数矩阵中的任一项 H_{ij} 展开, 有:

$$H_{ij}(j\omega)=\sum_{r=1}^n\left(\frac{rA_{ij}}{j\omega-\lambda_r}+\frac{rA_{ij}^*}{j\omega-\lambda_r^*}\right) \quad (6)$$

为使式 (5) 可解, 需要保证力矩阵存在右逆, 即需要进行多次试验以满足力矩阵行满秩。

多次试验获得频响函数的方法虽然可行, 但效率较低, 不仅需要大量的时间, 对于一些模态密集的结构, 频响函数矩阵中还可能包含不关注的模态信息, 给模态辨识和分析带来困难。为了解决这个问题, 考虑只进行一次激励, 将 $\mathbf{X}=\mathbf{H}\mathbf{F}$ 表示成如下形式:

$$\begin{bmatrix} X_1 \\ X_2 \\ \vdots \\ X_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} H_{11} & H_{12} & \cdots & H_{1m} \\ H_{21} & H_{22} & \cdots & H_{2m} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ H_{n1} & H_{n2} & \cdots & H_{nm} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_1 \\ F_2 \\ \vdots \\ F_m \end{bmatrix} = \quad (7)$$

$$\begin{bmatrix} H_{11} & H_{12} & \cdots & H_{1m} \\ H_{21} & H_{22} & \cdots & H_{2m} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ H_{n1} & H_{n2} & \cdots & H_{nm} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ \vdots \\ q_m \end{bmatrix} F_1$$

由于采用多点全相干激励, 各正弦激励信号在试验前已确定, 所以 q_i 为常数, 将式 (7) 中某一行写成如下形式:

$$X_i=(q_1H_{i1}+q_2H_{i2}+\cdots+q_mH_{im})F_1 \quad (8)$$

将式 (6) 与式 (8) 结合, 则有:

$$\begin{aligned} \frac{X_i}{F_1} &= \sum_{j=1}^m q_j H_{ij}(j\omega) = \\ &= \sum_{j=1}^m q_j \sum_{r=1}^n \left[\frac{\varphi_{ir}\varphi_{jr}}{a_r(j\omega-\lambda_r)} + \frac{\varphi_{ir}^*\varphi_{jr}^*}{a_r^*(j\omega-\lambda_r^*)} \right] = \\ &= \sum_{r=1}^n \left[\frac{\varphi_{ir} \sum_{j=1}^m q_j \varphi_{jr}}{a_r(j\omega-\lambda_r)} + \frac{\varphi_{ir}^* \sum_{j=1}^m q_j \varphi_{jr}^*}{a_r^*(j\omega-\lambda_r^*)} \right] = \end{aligned} \quad (9)$$

$$\sum_{r=1}^n \left(\frac{rB_{ij}}{j\omega-\lambda_r} + \frac{rB_{ij}^*}{j\omega-\lambda_r^*} \right)$$

式中: rB 为多个力激励时, 单点对应单个力“频响函数”的留数。对比式 (6) 与式 (9), 可知其极点不变, 则识别得到的频率 ω 和阻尼比 ξ 相等, 同时:

$$\frac{rB_{ij}}{1B_{ij}} = \frac{\varphi_{ir} \sum_{j=1}^m q_j \varphi_{jr}}{\varphi_{i1} \sum_{j=1}^m q_j \varphi_{jr}} = \frac{\varphi_{ir}}{\varphi_{i1}} = \frac{rA_{ij}}{1A_{ij}} \quad (10)$$

从式 (10) 可知, 用式 (6) 识别得到的振型与

用式（9）得到的振型结果一致。至此，便可使用多点全相干步进正弦激得到的响应与单个力的比值作为“频响函数”（以下简称“伪频响函数”）进行模态参数识别。

3 发射场模态试验

3.1 激振方案

传统的发射场模态试验，通常只需要测量前 2~3 阶整体横向模态，因此常使用力锤进行脉冲激励以达到试验目的。脉冲激振方法具有方便改变激振位置与方向的优点，并能快速精确地识别前 3 阶弯曲和 1 阶扭转模态。

步进正弦方法具有激振力频率、幅值和相位可控的优点，且单频能量集中，响应信号信噪比较好。当需要进行定频激励使结构处于共振状态从而进行斜率采集时，激振器激励是最优选择。同时，激振器激励对研究结构 1 Hz 以上模态频率随激振力变化的线性度同样作用显著。但其系统组成复杂，准备工作和试验周期较长，且受电磁激振器低频性能的限制，利用普通电磁激振器研究 1 Hz 以下模态难度较大。

为确定脉冲激励能否完成斜率测试，参照成熟型号试验数据，将 A、B 等 2 个型号振动塔全箭模态试验和发射场模态试验的情况进行对比，结果见表 2。由于这 2 个型号在发射场未进行振型斜率测试，因此表 2 中依据加速度响应给出预测值。型号 A 发射场完成了空箱带星罩和不带星罩 2 个状态的模态试验，因其振动塔内未进行空箱状态模态试验，故选取了质量最接近的试验状态，型号 B 发射场完成了空箱不带星罩状态，振动塔内无此状态，同样选取了质量最接近的状态进行对比。表 2 中的模态为自由状态的横向一阶弯曲模态，加速度位置为箭体某设备安装点，陀螺位置为箭上速率陀螺安装点，从表 2 可以看出，若在发射场通过脉冲激励采集振型斜率，陀螺电压响应预测值小于 5 mV，此时信噪比已无法满足测量需求，因此脉冲激励测试斜率的方法不具有可行性。

表 2 关键位置响应对比和预测

Tab.2 Critical position response comparison and prediction

型号	陀螺位置	响应	
		振动塔	发射场
A	加速度/g	1×10^{-2}	8×10^{-4}
	陀螺/mV	60	4.8（预测值）
B	加速度/g	1×10^{-3}	2×10^{-4}
	陀螺/mV	20	4（预测值）

某型号火箭在发射台竖立状态的第一阶模态为摆动模态，从仿真结果看低于 1 Hz，箭体低频共振时，上端位移较大。为验证激振器行程（50 mm，单边幅

值为 25 mm）是否满足试验需求，采用仿真计算的方法，状态为带整流罩状态，激振力为幅值 100 N 的正弦信号，激振点为整流罩，典型位置响应见表 3。

表 3 100N 正弦激励下激振点位置位移响应

Tab.3 Displacement response of the excitation position under 100N sinusoidal force

模态	y 向一弯	z 向一弯	y 向二弯	z 向二弯
激振点位移/mm	31.25	33.5	10.91	11.04

对于结构的横向一阶模态，100 N 激振力下激振点最大位移 33.5 mm，超出了激振器单边行程 25 mm 的要求。根据振动塔模态试验的经验，对于全箭模态试验的低阶模态，激振力小于 100 N 时，加速度响应信噪比较低，辨识模态困难，所以通过降低激振力减小激振点位移的方式可能无法测得有效数据。同时，考虑到实际飞行时结构为自由状态，无此阶模态，控制系统无需避开这一频率，因此不需要测试此阶模态的振型斜率，只需要利用力锤敲击获取频率、阻尼比和振型即可。

基于上述分析和仿真计算的全箭竖立状态模态振型特点，并综合考虑试验现场操作平台配置情况，最终确定的激振位置见表 4 和图 2。确定的位置方便试验人员施加脉冲激振和安装激振器，避免与发射场环境的干涉，同时也有利于激发箭体的各阶模态。

表 4 激振点位置

Tab.4 Excitation position

序号	位置	象限	振型
1	设备舱	II、III	横向
2	整流罩	II、III	横向
3	一级氧箱	II、III	横向
4	助推氧箱	III、IV	横向、扭转

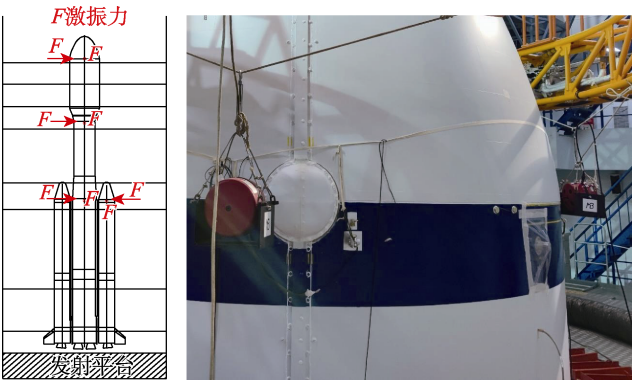


图 2 激振点位置

Fig.2 Excitation position

3.2 测试方案

测试系统包括加速度测量和振型斜率测量。加速度传感器和速率陀螺粘贴在试验件上直接感应试验

件振动的加速度和角速率, 将加速度信号和角速率信号变为电压信号, 通过电缆传给控制采集处理系统, 由控制采集系统进行信号的采集、处理和分析。考虑到发射场当地多雨潮湿的气候条件, 测量系统安装时进行防潮防水措施, 包括传感器电缆连接处涂抹防水胶和包裹防水保护膜、零频传感器电源转接箱和线缆端头弹性包覆后装入防水袋密封等。基于仿真分析的全箭竖立状态模态特点, 结合测量内容, 确定采用零频加速度传感器, 试验测点布置见图 3。

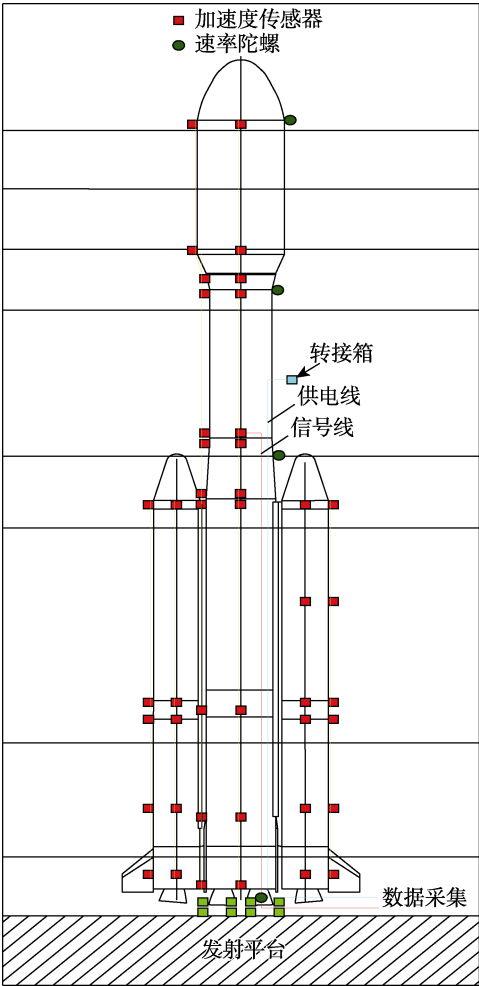


图 3 测点布置
Fig.3 Layout of measurement points

步进正弦方法是在预先选定的频率范围内, 从最低频到最高频选定足够数目的离散频率值, 每次用一个频率给出稳定的激励信号, 测出该稳定的激励和响应, 再步进到下一个频率, 进行同样的测量, 直到所有预先设定的离散点全部步进完毕。在每个频率点上, 通过 FFT 变换得到激励 $F(\omega)$ 和响应 $X(\omega)$, 计算出频响函数, 再由频域参数识别方法分析频响函数, 得到模态参数。步进正弦方法的系统配置如图 4 所示。

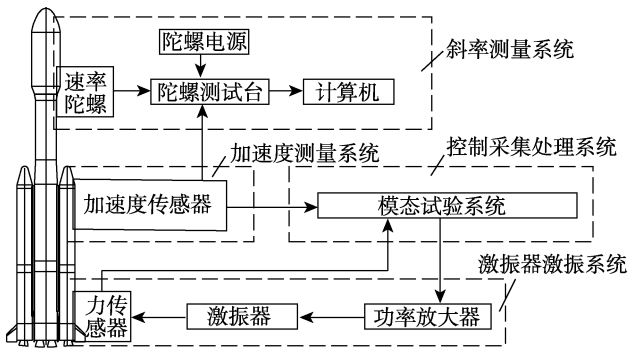


图 4 步进正弦方法系统配置
Fig.4 System configuration for step sinusoidal method

4 结果分析

某型号火箭在发射场竖立状态下完成了 3 个状态的模态试验, 本文通过对全箭空箱状态试验结果的分析说明本文方法的有效性。为验证基于多点全相干步进正弦激励方法获得的“伪频响函数”识别结果的准确性, 试验过程中使用 2 个激振器激励, 分别获取了真实频响函数和“伪频响函数”。某一方向激励下典型位置测试数据见图 5。运用最小二乘复频域法分别识别模态参数, 按比例缩放后结果见表 5。

激振器在输出低于 2 Hz 的激振力时, 为获得较好的正弦波形效果, 通常选择固支安装, 受限于试验现场安装条件, 同时考虑到激振器的行程限制, 结构的一阶模态未使用激振器激励而是通过力锤激励获取的。从频响函数曲线看, 真实频响函数相较于“伪频响函数”在整个频段上更光滑, 两者识别得到的模态参数也存在一定的偏差。频率的最大偏差为 1.40%, 阻尼比的最大偏差为 3.09%。

分析产生上述偏差的原因, 需要从“伪频响函数”的理论公式入手。在式 (9) 中, 响应为多个力激励产生的未解耦的响应, 实际试验过程中, 在整个测试频段内, 激振力的幅值和相位为同一个设定值, 考虑到无法准确输出设定值, 还需要给出一个偏差范围, 在步进正弦激励的过程中, 激振力的幅值和相位在设

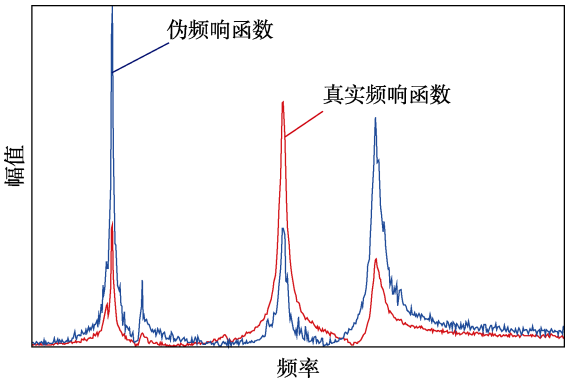


图 5 频响函数对比
Fig.5 Comparison between frequency response functions

表 5 模态参数识别结果
Tab.5 Results of modal parameter identification

序号	频响函数		伪频响函数		偏差		激励方式	振型
	频率/Hz	阻尼比/%	频率/Hz	阻尼比/%	频率/%	阻尼比/%		
1	0.50	1.00	/	/	/	/	力锤	一阶弯曲
2	0.55	0.99	/	/	/	/		
3	2.33	0.94	2.32	0.92	0.29	2.06	激振器	二阶弯曲
4	2.27	1.72	2.29	1.71	1.18	0.87		
5	4.49	1.53	4.49	1.58	0.15	3.09	激振器	三阶弯曲
6	3.77	1.71	3.75	1.67	0.35	2.39		
7	5.65	1.41	5.61	1.40	0.83	1.22	激振器	四阶弯曲
8	5.71	1.96	5.79	1.91	1.40	2.74		
9	2.70	1.40	2.69	1.38	0.49	1.08	激振器	一阶扭转

定值的偏差范围内波动,当各激振力间的比例关系发生改变时,会导致不同频率下响应与某个激振力的比值也在一个范围内波动,与式(9)力保持恒定的情况存在偏差,从而造成测试得到的“伪频响函数”不光滑的现象。为减小此种偏差,采用式(11)对“伪频响函数”进行平滑处理。

$$H'(\omega) = \frac{X_i}{F_1} * \frac{nF_1^2}{\sum_{r=1}^n F_i^2} = \frac{nX_i F_1}{\sum_{r=1}^n F_i^2} \quad (11)$$

平滑后的结果见图6,运用平滑后的“伪频响函数”进行模态参数识别,按比例缩放后的结果见表6。

运用平滑后的“伪频响函数”识别的频率最大偏差0.82%,阻尼比最大偏差1.89%,相较于未平滑的结果精度得到了提升,说明基于多点全相干步进正弦激励的模态试验方法满足试验要求。将前2阶仿真结果与试验结果对比,频率最大偏差为1.40%,振型斜

率最大偏差为3.9%,也验证了基于高精度三维动力学建模的仿真分析方法的有效性。

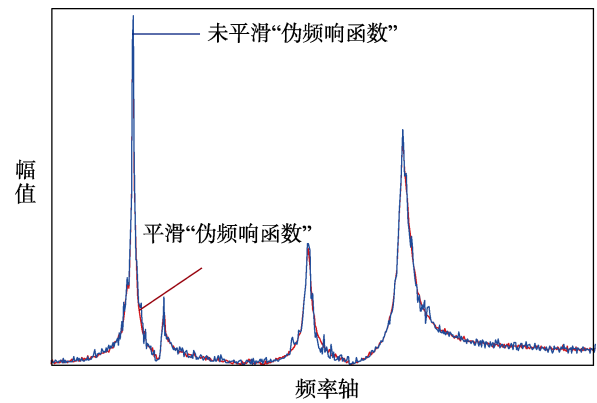


图6 “伪频响函数”对比
Fig.6 Comparison of "Pseudo-frequency response function"

表 6 模态参数识别结果
Tab.6 Results of modal parameter identification

序号	频响函数		平滑伪频响函数		偏差		激励方式	振型
	频率/Hz	阻尼比/%	频率/Hz	阻尼比/%	频率/%	阻尼比/%		
1	0.50	1.00	/	/	/	/	力锤	一阶弯曲
2	0.55	0.99	/	/	/	/		
3	2.33	0.94	2.32	0.93	0.29	1.37	激振器	二阶弯曲
4	2.27	1.72	2.28	1.71	0.59	0.87		
5	4.49	1.53	4.49	1.55	0.15	1.41	激振器	三阶弯曲
6	3.77	1.71	3.76	1.68	0.18	1.89		
7	5.65	1.41	5.63	1.40	0.35	0.91	激振器	四阶弯曲
8	5.71	1.96	5.75	1.93	0.82	1.43		
9	2.70	1.40	2.69	1.39	0.25	0.77	激振器	一阶扭转

表 7 振型斜率试验结果和仿真偏差
Tab.7 Test results of mode slope and simulation deviation

位置	2.33 Hz		2.27 Hz		最大偏差/%
	试验结果	仿真结果	试验结果	仿真结果	
归一化点	-0.103 6	-0.107 1	-0.097 9	-0.098 4	3.4
速率陀螺位置	-0.012 9	-0.013 5	-0.015 2	-0.014 6	3.9

5 结论

本文针对运载火箭在未开展自由-自由状态全箭模态试验前提下获取全箭模态参数的需求,将高精度三维动力学仿真分析方法和多点全相干步进正弦激励模态试验方法运用到某型号运载火箭发射场模态试验中,结果表明:

1) 基于成熟子级有限元模型和模态综合法的三维动力学仿真技术能够为发射场模态试验提供有效指导,试验结果也验证了此项技术的可靠性。

2) 基于多点全相干步进正弦激励的模态试验方法通过减少激励次数提高试验效率,在保证精度的情况下仍能够有效获取关心频段内的模态参数。

3) 由于激振器实际输出值的波动与“伪频响函数”理论公式要求力的恒定之间存在差距,导致运用“伪频响函数”识别模态参数存在一定的偏差,本文提出的公式(11)能够对“伪频响函数”进行平滑处理,从而有效提高参数识别精度。

4) 本文将发射场模态试验方法和作用拓展到了模态参数获取和模型修正,在未来新一代载人火箭和重型运载火箭模态参数获取领域将发挥更大作用。

参考文献:

- [1] 王建民, 张冬梅, 洪良友, 等. 运载火箭姿态控制稳定性多速率陀螺组合策略[J]. 宇航学报, 2020, 41(3): 337-342.
WANG J M, ZHANG D M, HONG L Y, et al. Strategy on Multi-Rate Gyroscopes Application to Attitude Control of Launch Vehicles[J]. Journal of Astronautics, 2020, 41(3): 337-342.
- [2] 王毅, 朱礼文, 王明宇, 等. 大型运载火箭动力学关键技术及其进展综述[J]. 导弹与航天运载技术, 2000(1): 29-37.
WANG Y, ZHU L W, WANG M Y, et al. Summary of Some Key Technologies on Dynamics of Large Launch Vehicle[J]. Missiles and Space Vehicles, 2000(1): 29-37.
- [3] 贾文成, 王鹏辉, 张永亮. 新一代大型火箭全箭模态试验[J]. 强度与环境, 2017, 44(2): 1-9.
JIA W C, WANG P H, ZHANG Y L. Modal Test Technology for the New Large Launch Vehicle[J]. Structure & Environment Engineering, 2017, 44(2): 1-9.
- [4] 孙丹, 毛玉明, 狄文斌, 等. 运载火箭结构动力学建模技术发展现状 & 展望[J]. 中国航天, 2022(9): 26-30.
SUN D, MAO Y M, DI W B, et al. Current Situation and Prospect of Structural Dynamics Analogy Technique of Launch Vehicle[J]. Aerospace China, 2022(9): 26-30.
- [5] LEADBETTER S A. Application of Analysis and Models To structural Dynamic Problems Related to the Apollo-Saturn Launch Vehicle[R]. NASA TN D-5831, 1970.
- [6] YOSHIKI M. Vibration Test of 1/5 H-II Launch Vehicle[C]// AIAA-1987-0783, 1987.
- [7] CLARAMONTE M, 王晋桦. 阿里安运载火箭的动态试验[J]. 国外导弹技术, 1981(8): 60-66.
CLARAMONTE M, WANG J H. Dynamic Test of Ariane Launch Vehicle[J]. Missiles and Space Vehicles, 1981(8): 60-66.
- [8] RALPH D B, JUSTIN D, MERCEDES C R. Ares I-X Flight Test Vehicle: Stack 5 Modal Test[R]. NASA/TM-2010-216183, 2010.
- [9] RALPH D B, JUSTIN D. Ares I-X Launch Vehicle Modal Test Overview[C]// Proceedings of IMAC XXVIII, 2010.
- [10] BUEHRLE R D, TEMPLETON J D, REAVES M C, et al. Ares I-X Launch Vehicle Modal Test Overview[C]// Conference Proceedings of the Society for Experimental Mechanics Series. New York: Springer, 2011.
- [11] Knight N F Jr, Phillips D R. Ares I-X Upper Stage Simulator Structural Analyses Supporting the Nesc Critical Initialflaw Size Assessment[R]. NASA/TM-2008-215336, NESCRP-08-09/06-081-E, 2008.
- [12] ALLEY V L, LEADBETTER S A. Prediction and Measurement of Natural Vibrations of Multistage Launch Vehicles[J]. AIAA, 1963, 1(2): 374-379.
- [13] KODIYALAM S, KAO P J, WANG G. Analysis and Test Correlation of Spacecraft Structures Using Dynamic Parameter Sensitivities[J]. AIAA Journal, 1994, 32(11): 2286-2292.
- [14] 王小军. 中国航天运输系统未来发展展望[J]. 导弹与航天运载技术, 2021(1): 1-6.
WANG X J. Future Development of Space Transportation System of China[J]. Missiles and Space Vehicles, 2021(1): 1-6.
- [15] 洪良友, 贾亮, 吴艳红, 等. 航天结构动力学模型修正方法研究[J]. 强度与环境, 2015, 42(1): 23-30.
HONG L Y, JIA L, WU Y H, et al. Research on Systemic Method of Dynamic Model Updating Concerning Aerospace Structural[J]. Structure & Environment Engineering, 2015, 42(1): 23-30.
- [16] 吴素春, 贾文成, 邱吉宝. 载人运载火箭全箭模态试验[J]. 宇航学报, 2005, 26(5): 531-534.
WU S C, JIA W C, QIU J B. Integrated Modal Test for the Manned Launch Vehicle[J]. Journal of Astronautics, 2005, 26(5): 531-534.
- [17] 龙乐豪, 郑立伟. 关于重型运载火箭若干问题的思考[J]. 宇航总体技术, 2017, 1(1): 8-12.
LONG L H, ZHENG L W. Consideration of Some Issues on the Heavy Launch Vehicle[J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2017, 1(1): 8-12.
- [18] 张永亮, 侯京锋, 苏里, 等. 基于油气支承自由边界模拟的全箭模态试验技术研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2020(4): 107-111.
ZHANG Y L, HOU J F, SU L, et al. Study on Integrated Launch Vehicle Modal Test Techniques Based on Hydraulic Support System[J]. Missiles and Space Vehicles, 2020(4): 107-111.
- [19] 王鹏辉, 黄佳, 常洪振, 等. 自然激励下的运载火箭时

- 变模态参数获取技术研究[J]. 强度与环境, 2021, 48(3): 1-7.
- WANG P H, HUANG J, CHANG H Z, et al. Time-Varying Modal Acquisition Technology of Large-Scale Structure under Natural Excitation[J]. Structure & Environment Engineering, 2021, 48(3): 1-7.
- [20] 李辉, 丁桦. 结构动力模型修正方法研究进展[J]. 力学进展, 2005, 35(2): 170-180.
- LI H, DING H. Progress in Model Updating for Structural Dynamics[J]. Advances in Mechanics, 2005, 35(2): 170-180.
- [21] 李双, 荣克林, 高庆. 某飞行器三角翼动力学有限元模型与试验数据相关分析原理及实现[J]. 强度与环境, 2006, 33(4): 1-7.
- LI S, RONG K L, GAO Q. The Theory of Test/Analysis Correlation and Its Application on a Certain Delta Wing[J]. Structure & Environment Engineering, 2006, 33(4): 1-7.
- [22] HURTY W C. Dynamic Analysis of Structural Systems Using Component Modes[J]. AIAA Journal, 1965, 3(4): 678-685.
- [23] MACNEAL R H. A Hybrid Method of Component Mode Synthesis[J]. Computers & Structures, 1971, 1(4): 581-601.
- [24] LINDHOLM B, WEST R. Updating Finite Element Models with Experimental Dynamic Response Data Using Bayesian Parameter Estimation[C]//36th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Virginia: AIAA, 1995.
- [25] ASMA F, BOUAZZOUNI A. Finite Element Model Updating Using Variable Separation[J]. European Journal of Mechanics - A/Solids, 2007, 26(4): 728-735.
- [26] ZANG C, FRISWELL M I, IMREGUN M. Structural Health Monitoring and Damage Assessment Using Measured FRFS from Multiple Sensors, Part I: The Indicator of Correlation Criteria[J]. Key Engineering Materials, 2003, 245/246: 131-140.