

# 基于三维动力学模型及试验数据重用技术的全箭模态分析

李双<sup>1</sup>, 朱曦全<sup>1</sup>, 洪良友<sup>1</sup>, 杨树涛<sup>2</sup>, 刘亮<sup>1</sup>, 刘思宏<sup>1</sup>

(1.北京强度环境研究所, 北京 100076; 2.北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

**摘要:** **目的** 在运载火箭设计过程中, 获得精确的全箭模态数据, 为火箭总体设计提供关键输入参数。**方法** 针对全箭动特性数据的高效高精度获取问题, 提出并实践基于三维动力学模型和试验数据重用相结合的模态参数获取方法, 包括高精度全箭三维动力学模型建模技术、数据重用技术、多状态模型修正技术、模型综合技术。**结果** 解决了界面连接刚度未知条件下的全箭模态精确预示难题。在设计阶段给出了高精度的动特性数据, 分析结果与靶场试验结果比对, 一阶弯曲频率误差在 2%以内, 斜率误差在 4%以内, 分析结果通过了靶场竖立模态试验验证, 最后进一步通过型号首飞成功验证。**结论** 靶场竖立模态试验验证和型号首飞成功验证说明提出的获取全箭动特性参数方法高效可靠。

**关键词:** 三维动力学模型; 模型修正; 连接刚度; 模态参数

**中图分类号:** V416

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1672-9242(2022)09-0108-06

**DOI:** 10.7643/issn.1672-9242.2022.09.016

## Modal Analysis of the Whole Launch Vehicle Based on Three-Dimensional Dynamic Numerical Model and Test Data Reuse Techniques

LI Shuang<sup>1</sup>, ZHU Xi-quan<sup>1</sup>, HONG Liang-you<sup>1</sup>, YANG Shu-tao<sup>2</sup>, LIU Liang<sup>1</sup>, LIU Si-hong<sup>1</sup>

(1. Beijing Institute of Structure and Environment Engineering, Beijing 100076, China; 2. Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China)

**ABSTRACT:** Obtaining accurate modal data of the whole launch vehicle can provide the key input data in the overall design. In order to solve the problem of obtaining high-efficiency and high-precision of dynamic characteristic data of the whole launch vehicle, an acquisition method of modal parameters, integrating the three-dimensional high-precision dynamic numerical model, reuse techniques of test data, multi-state model updating method and model synthesis method, is proposed and practiced on the basis of the model synthesis theory and test data. Under the premise of unknown interface connection stiffness, the high-precision modal parameters of whole launch vehicle is predicted, and the high-precision dynamic characteristic data is given during the design process of vehicle. The error between the numerical analysis results and the test results is less than 2%

收稿日期: 2022-06-29; 修订日期: 2022-09-09

Received: 2022-06-29; Revised: 2022-06-29

作者简介: 李双 (1975—), 女, 硕士, 高级工程师, 主要研究方向为结构动力学。

**Biography:** LI Shuang (1975-), Female, Master, Senior engineer, Research focus: structure dynamic.

通讯作者: 刘亮 (1965—), 男, 研究员, 主要研究方向为结构动力学。

**Corresponding author:** LIU Liang (1965-), Male, Researcher, Research focus: structure dynamic.

引文格式: 李双, 朱曦全, 洪良友, 等. 基于三维动力学模型及试验数据重用技术的全箭模态分析[J]. 装备环境工程, 2022, 19(9): 108-113.

LI Shuang, ZHU Xi-quan, HONG Liang-you, et al. Modal Analysis of the Whole Launch Vehicle Based on Three-Dimensional Dynamic Numerical Model and Test Data Reuse Techniques [J]. Equipment Environmental Engineering, 2022, 19(9): 108-113.

in first-order bending frequency, and less than 4% in first-order bending slope. Moreover, the numerical results are in good agreement with the verification results of range vertical modal test and the first-flight test. With the verification of range vertical modal test and the first-flight test, the virtual-real combination method proposed in this paper can obtain the dynamic characteristic parameters of whole launch vehicle efficiently and reliably.

**KEY WORDS:** three-dimensional structural dynamic model; model synthesis method; connection stiffness; modal parameters

运载火箭的设计过程中, 结构动特性数据是控制系统、载荷、POGO、颤振分析的基础参考数据。其中, 控制系统、载荷、颤振分析主要需要参考航天结构整体弯曲模态, POGO 主要需要参考航天结构整体轴向模态。为了获得准确的结构动特性数据, 当前主要采用以全箭模态试验为主, 仿真分析为辅的方法<sup>[1]</sup>。全箭模态试验的经济成本和时间成本都较高。关于数值仿真国内普遍应用最多的还是梁模型, 梁模型与三维模型对比有很多弊端<sup>[1]</sup>。经过近几年的发展, 动力学建模修正<sup>[1-2]</sup>得到了飞速的发展, 形成了以三维动力学建模、精细化斜率预示为代表的全箭动力学建模、模态预示技术。随着航天事业的发展, 航天飞行器的尺寸越来越大, 系统越来越复杂<sup>[3]</sup>, 如何在已有试验条件下, 通过合理必要的实物试验<sup>[4]</sup>、理论分析、建模预示修正等一体化组合, 更加高效、经济地获得产品真实飞行条件下的动力学特性, 一直是全箭动特性参数获取技术的发展方向<sup>[5]</sup>。

为了提高研制效率, 本文针对模块化设计的新型运载火箭模态参数的高效准确获取问题, 研究在有限状态的模态试验结果条件下, 综合高精度全箭三维动力学模型技术、多状态模型修正技术, 解决模态集不完备以及界面连接刚度未知条件下的全箭模态精确预示难题, 即对于一部分部段结构是全新设计的, 而继承部段较多的型号, 通过必要的部段模态、静力试验与数值仿真相结合的方法获取高精度的模态参数的模式。通常, 继承部段的模态试验往往是在含有其他部段(该部段不含在新型号中)的条件下完成的; 另一方面, 2 个子级之间的连接往往没有历史数据可供利用。因此, 实际工程中, 高精度模态参数预示能够成功的关键是如何在试验数据不完备的条件下, 获得高精度的全箭动力学模型。本文在当前高精度全箭三维动力学模型技术的基础上, 提出并在实际型号研制中成功实践了基于子级试验结果和全三维全箭动力学模型相结合获取模态参数的方法。

## 1 全三维动力学模型建模

火箭结构动力学模型建模<sup>[1]</sup>主要考虑箭体结构和动力系统建模, 要考虑刚度、质量、阻尼 3 个要素。建模时, 要将实际物理结构简化抽象为能够准确反映其传力结构刚度、质量分布及阻尼的有限元模型。

部段结构建模: 火箭部段结构形式通常是薄壳

蒙皮加横向环框和纵向桁条结构, 部段蒙皮结构采用壳单元模拟, 横向环框和纵向桁条结构采用梁单元模拟。

连接建模: 火箭部段之间的连接通常包括不需要分离的连接(变形协调)和需要分离的连接(变部分协调)。不需要分离的连接一般连接螺栓个数较多, 建模时采用共节点连接形式; 需要分离的连接建模较复杂, 而这类连接对全箭模态灵敏度又较高, 建模时要特别慎重。连接框对接翻边用壳单元建模, 并详细按爆炸螺栓盒等连接件传力方式模拟建模。对于这种散连接可以采用部分域连接的方法或者等效弹簧连接的方法, 具体连接范围及弹簧刚度取值要依靠试验获得, 或者建立三维真实实体部段及连接螺栓并有接触的非线性模型进行静力刚度分析获得, 或者根据以往经试验数据验证过的型号建模经验获得。有助推器的火箭还包括芯级与助推捆绑连接, 这类连接连杆采用杆单元模拟, 通过多点约束建立连杆与芯级和助推连接。建多点约束时, 特别要注意自由度的传递和释放。

仪器建模: 关于部段内安装的仪器建模, 如果仪器对刚度没有贡献, 则用集中质量模拟仪器, 再通过多点约束或者连接弹簧将质量点与仪器支架连接。

液体建模: 对于大型液体捆绑运载火箭, 液体燃料质量通常超过总质量的 80%, 其对火箭的动力学特性有着十分重要的影响。液体燃料在火箭的低频模态表现为质量效应, 因此可以将液体按照某种质量方式进行建模。液体燃料质量分为贮箱部分和发动机管路的灌注部分, 发动机灌注量直接按照集中质量施加到发动机模型上。在大型液体火箭三维有限元建模中, 对于贮箱部分的液体燃料建模, 常用的方法为集中质量法和虚拟质量法。本文实例液体采用虚质量法, 虚拟质量法能更好、更真实地模拟液体特性<sup>[1]</sup>。

## 2 基于试验数据重用的多状态模型修正

对于有历史试验数据可用的继承结构部段, 为了得到相应的子级/舱段的高精度有限元模型, 需要基于已有的模态试验结果, 通过多状态模型修正方法, 消除误差均匀化, 修正得到高精度的子级有限元模型<sup>[3]</sup>。

模型相关修正具体包括 3 个步骤: 误差定位选定修正参数; 确定目标响应; 以优化选用的试验数据作

为目标,估计优化参数,修正有限元模型。选择参数时,要选择那些已知不准确的,且对目标是敏感的参数。要达到这一点,需要分析人员对修正对象具有深刻的物理认识,具备一定的经验。对于动力学模型修正,工程上常选频率、振型或频响函数作为目标响应。本文选取频率、振型和斜率作为目标响应。

估计优化参数,实现修正有限元模型,利用测试的特征值、特征向量和有限元分析质量与刚度矩阵,特征值方程见式(1)。

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

频率和振型作为目标响应时,修正模型即找到矩阵增量  $\Delta K$  和  $\Delta M$ , 以确保方程是平衡的,下标  $m$  和  $a$  分别代表试验和有限元分析数据。由于干扰误差及数据的不完备性,达到分析数据和试验数据完全一致只是理想状态。实际工程中,模型修正是采用多次迭代过程实现分析数据和试验数据的残差最小,本文通过罚函数法迭代实现残差最小这一目标,即利用加权最小二乘法估计优化修正参数。试验数据与有限元模型相关修正具体过程包括自由度减缩、模态置信因子 MAC 值分析、灵敏度分析、频率误差分析等<sup>[6-9]</sup>。

### 3 子结构模型综合

当前,国内外获取全箭动特性参数的技术途径主要有:实尺试验;缩比模型试验;不同边界的试验转换<sup>[7]</sup>;子结构试验综合;子结构模型综合。其中,缩比模型试验和子结构试验综合2种方法的进展缓慢。缩比模型更多的是验证建模方法,并不能预测实尺结构的模态;而子结构试验综合的主要难点在于不能高效、精确地获取所需要的模态基。

子结构模型综合是比较先进的方法,也体现了全箭动特性试验的最先进技术水平,其特点是精细的建模技术和充分的部段试验,在 Ares 和 SLS 型号中都得到了应用。子结构模型综合在求解复杂系统的模态时,先将整个系统划分为多个子结构,每个子结构独立建模(试验建模或者有限元建模),然后再组合成整体结构。理论上,只要模态基精度足够高,则综合后的模态结果也将非常高<sup>[10-17]</sup>。

一般的子结构的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  $r$ 、 $s$  分别代表交界面和非交界面自由度。为了能够将该子结构和其他子结构进行连接,需要对方程进行模态变换:

$$T = [\Phi_{c0} \quad \Psi_b] = \begin{bmatrix} t_{c0} & \phi_b \\ I_m & 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

由模态展开定理可以得到:

$$\begin{bmatrix} X_s \\ X_r \end{bmatrix} = \Phi_{c0} q_c + \Psi_b q_b = \begin{bmatrix} t_{c0} & \phi_b \\ I_r & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_c \\ q_b \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中:  $\Psi_b$  为子结构约束界面保留主模态;  $\Phi_{c0}$  为全部界面自由度的约束模态。

结合式(3)、(4),代入式(2),可以得到以模态坐标描述的动力学方程:

$$(\bar{K} - \omega^2 \bar{M}) \bar{q} = \bar{F} \quad (5)$$

式中:  $\bar{q}$  为广义模态坐标,  $\bar{q} = [q_c \quad q_b]^T$ ,  $q_c = X_r$ 。

以2个子结构为例,需要对2个子结构 A、B 对接,即将运动方程排列在一起,形成未耦合的广义坐标下的系统运动方程:

$$\left( \begin{bmatrix} \bar{K}_A & 0 \\ 0 & \bar{K}_B \end{bmatrix} - \omega^2 \begin{bmatrix} \bar{M}_A & 0 \\ 0 & \bar{M}_B \end{bmatrix} \right) \begin{bmatrix} \bar{q}_A \\ \bar{q}_B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{F}_A \\ \bar{F}_B \end{bmatrix} \quad (6)$$

对于实际结构,子结构交界面相应自由度之间的位移并不相等,而是存在一个差值  $\delta$ 。因此,交界面处力-位移的双协调条件为:

$$F_r^A + F_r^B = 0 \quad (7)$$

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

式中:  $F_r^A$ 、 $F_r^B$  分别代表子结构 A、B 交界面处内力;  $X_r^A$ 、 $X_r^B$  分别代表子结构 A、B 交界面处位移。

以上理论表明,只要部段模型和连接模型足够准确,全箭模态参数的精度将得到保证,这两方面也是本文的工作重点。

### 4 基于数据重用和子结构模型综合的模态参数获取

模块化、产品化是未来航天运载器研制的重要发展方向。新的航天运载器往往是过去几个型号运载器的组合,结构更改不显著。这类新运载器的舱段或子级往往包含在老型号的模态试验中。因此,利用包含子级的历史型号不同飞行状态下的模态试验结果,通过多状态模型修正技术,修正得到子级的高精度模型。然后,将不同的子级连接起来,并考虑连接刚度,获得新型号的全箭模态参数。该方法在某箭体研制设计中成功应用,本文通过某箭体实例对该方法进行详细实践。整体方案如图1所示。

### 5 基于三维动力学模型和数据重用获取全箭模态参数预示实例

本文基于上述技术思路,开展了某型号的全箭动特性参数预示。某火箭为二级半液体运载火箭,按照前面的建模技术,建立全三维动力学模型,建模中的关键点包括连接建模、液体建模以及斜率预示局部细节建模。其中连接建模主要解决分离面的刚度不连续模拟问题,仪器舱内仪器建模考虑仪器壳体对局部刚度的贡献。鉴于三维模型的特点以及历次对比得到的结论,本项目采用虚质量法进行液体建模。

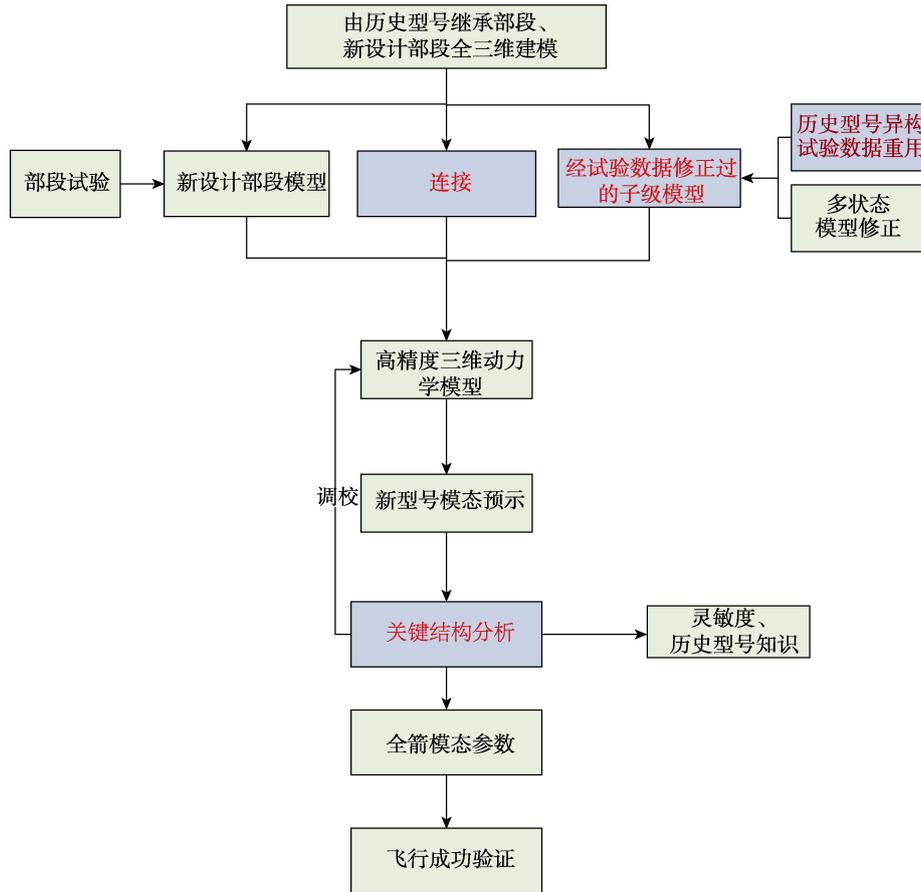


图 1 整体方案流程

Fig.1 Overall scheme flow chart

该实例是基于以往有全箭模态试验结果的历史型号 30 余个秒状态的试验结果 (频率、振型), 修正得到新型号中由历史型号继承而来的一子级有限元模型, 根据以往全箭模态试验结果 (斜率) 参考修正斜率局部建模。典型秒状态的型号预示与试验对比情况见表 1。根据新设计部段模态试验数据, 修正得到新部段模型, 见表 2。

某火箭实例建立的三维模型如图 2 所示。按照三维模型建模方法建立的模型, 经试验数据重用技术修正继承部段。根据新部段模态试验数据修正新部段

后, 得到的三维模型仍存在不能确定的因素, 比如全新且没有试验数据部段的参数模拟、子级之间没有验证过的连接刚度模拟。因此, 对这些不确定的因素做频率和振型灵敏度分析<sup>[6]</sup>, 找出不能确定且又灵敏度高的关键因素。本实例灵敏度分析结果表明, 一、二级级间段前后需要分离的爆炸螺栓连接刚度灵敏度最高。分析具体结构特点, 对点式爆炸螺栓分离连接结构进行细化建模, 调校细化模型, 再综合经验和根据螺栓连接刚度研究 (建立局部部段和连接螺栓三维模型, 并建立接触约束分析, 识别出螺栓连接刚度) 总

表 1 根据历史型号试验修正一子级模型

Tab.1 Modify one sublevel model on the basis of the test data of the historical actual model

振型描述	分析与试验误差/%	振型	灵敏度高的局部振型对比
一阶弯曲	1.4		
二阶弯曲	3.1		

表2 根据新设计部段模态试验修正新部段模型  
Tab.2 Modify new segment model on the basis of the modal test data of the new design segment

结构状态	试验频率 /Hz	分析频率 /Hz	振型
整流罩+卫星支架+转接框+仪器舱(下端面固支, 试验状态)	7.42	7.48	一阶 Y 向弯曲
	7.64	7.64	一阶 Z 向弯曲



图2 某火箭三维有限元模型  
Fig.2 Three-dimensional finite element model of a launch vehicle

结的相关规范,修正爆炸螺栓的连接范围来等效模拟爆炸螺栓连接刚度,一、二级级间段前后爆炸螺栓连接模拟如图3所示。当不确定的关键因素都确定后,模型可靠度评估达到要求,进行模态分析,提取模态参数,频率及振型结果见表3。

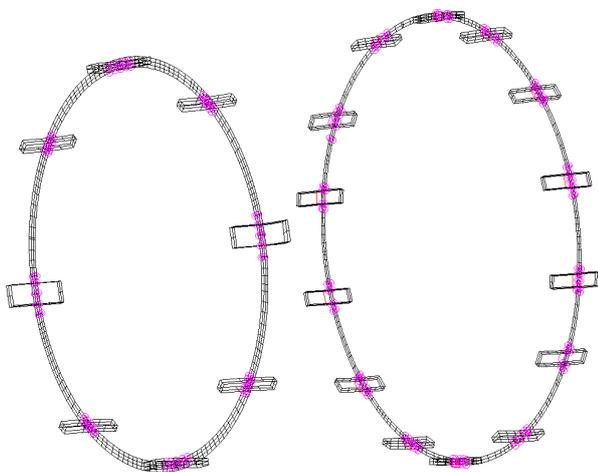


图3 一、二级级间段前后爆炸螺栓连接模拟  
Fig.3 Front and back explosion bolt connection simulation of the first and second interstage section

表3 全三维模型、液体虚质量法全箭模态分析结果  
Tab.3 Modal analysis result of a whole launch vehicle with the all three-dimensional model and the fluid virtual mass method

结构状态	频率/Hz	振型
全箭	2.016	Y 向一阶弯曲
	2.076	Z 向一阶弯曲
	3.636	Z 向二阶, 助推、芯级相对弯曲
	3.996	Y 向二阶, 助推、芯级相对弯曲

利用上述模型预示得到了靶场竖立状态的模态参数,试验与分析结果对比见表4和表5。一阶弯曲频率误差在3%以内,斜率误差在4%以内。比对结果表明,全三维模型分析结果与试验结果有很好的 consistency,充分验证了本文提出的基于全三维模型和充分重用已有试验数据相结合全箭模态分析方法的可靠性。型号首飞成功进一步验证了该方法的有效可靠。

表4 靶场竖立状态试验结果与分析结果比对(频率)  
Tab.4 Comparison of test results and analysis results (frequency) in the erect state of the shooting range

振型描述	试验频率/Hz	有限元分析频率/Hz	误差%
箭体 II-IV 一阶弯	5.30	5.25	1.0
箭体 I-III 一阶弯	5.84	5.85	1.7

表5 靶场竖立状态试验结果与分析结果比对(振型斜率)  
Tab.5 Comparison of test results and analysis results (mode slope) in the erect state of the shooting range

位置描述	试验斜率	有限元分析斜率	误差%
归一化点	-0.102 8	-0.106 4	3.4
级间段一象限陀螺	-0.067 1	-0.069 5	3.6
归一化点	-0.125 4	-0.120 9	3.6
级间段二象限陀螺	-0.070 4	-0.073 1	3.8

## 6 结语

针对液体运载火箭动特性参数高效高精度获取问题,以模块化、产品化新型运载火箭为对象,提出了基于全三维动力学模型和试验数据重用技术的模态参数高精度预示方法。在总结国内外全箭动特性参数获取技术的基础上,提出了基于以上技术的全箭动

特性参数获取方法。由于历史型号的模态试验结果往往没有单独的子结构模态试验, 因此提出了利用多状态模型修正技术, 充分利用以往异构子系统但是包含目标子结构的自由-自由状态试验结果, 得到了高精度的子结构模型。在复用子结构模型的基础上, 开展了全箭全三维动力学模型建模技术研究, 形成了液体虚质量法+连接结构连接刚度的模拟技术, 并基于灵敏度分析技术, 确定了关键影响因素。在综合分析级间连接刚度不确定区间的基础上, 进一步给出了可靠的连接刚度, 给出了各阶模态频率、振型、振型斜率, 并经过了靶场竖立状态模态试验验证和型号首飞成功验证。

#### 参考文献:

- [1] 王建民, 吴艳红, 张忠, 等. 运载火箭全箭动特性三维建模技术[J]. 中国科学: 技术科学, 2014, 44(1): 50-61.  
WANG Jian-min, WU Yan-hong, ZHANG Zhong, et al. Three-Dimensional Modeling Technology for Dynamic Characteristics of the Launch Vehicle[J]. Scientia Sinica (Technologica), 2014, 44(1): 50-61.
- [2] 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 Liang-you, JIA Liang, WU Yan-hong, et al. Research on Systemic Method of Dynamic Model Updating Concerning Aerospace Structural[J]. Structure & Environment Engineering, 2015, 42(1): 23-30.
- [3] 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 Xiao-jun. Future Development of Space Transportation System of China[J]. Missiles and Space Vehicles, 2021(1): 1-6.
- [4] 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 Yong-liang, HOU Jing-feng, SU Li, et al. Study on Integrated Launch Vehicle Modal Test Techniques Based on Hydraulic Support System[J]. Missiles and Space Vehicles, 2020(4): 107-111.
- [5] 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 Yi, ZHU Li-wen, WANG Ming-yu, et al. Summary of some Key Technologies on Dynamics of Large Launch Vehicle[J]. Missiles and Space Vehicles, 2000(1): 29-37.
- [6] 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 Shuang, RONG Ke-lin, GAO Qing. The Theory of Test/Analysis Correlation and Its Application on a Certain Delta Wing[J]. Structure & Environment Engineering, 2006, 33(4): 1-7.
- [7] 高庆, 王建民, 王晓晖, 等. 基于Nastran动力学优化的频响函数模型修正方法[J]. 导弹与航天运载技术, 2010(3): 39-42.  
GAO Qing, WANG Jian-min, WANG Xiao-hui, et al. FRF Model Updating Method Based on Nastran Dynamical Optimization[J]. Missiles and Space Vehicles, 2010(3): 39-42.
- [8] 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 Hui, DING Hua. Progress in Model Updating for Structural Dynamics[J]. Advances in Mechanics, 2005, 35(2): 170-180.
- [9] 杨智春, 王乐, 李斌, 等. 结构动力学有限元模型修正的目标函数及算法[J]. 应用力学学报, 2009, 26(2): 288-296.  
YANG Zhi-chun, WANG Le, LI Bin, et al. Objective Functions and Algorithms in Structural Dynamic Finite Element Model Updating[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2009, 26(2): 288-296.
- [10] HOU S N. Review of Modal Synthesis Techniques and a New Approach[J]. Shock and Vibration Bulletin, 1969, 40(4): 25-39.
- [11] HURTY W C. Dynamic Analysis of Structural Systems Using Component Modes[J]. AIAA Journal, 1965, 3(4): 678-685.
- [12] MACNEAL R H. A Hybrid Method of Component Mode Synthesis[J]. Computers & Structures, 1971, 1(4): 581-601.
- [13] WANG Shuai, YAO Jian-yao, WANG Jian-jun. Finite Element Model Updating Technique for Mistuned Bladed Disks[C]//2009 International Conference on Modeling, Simulation and Optimization. Beijing: [s. n.], 2009.
- [14] 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: 1248.
- [15] 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.
- [16] ASMA F, BOUAZZOUNI A. Finite Element Model Updating Using Variable Separation[J]. European Journal of Mechanics-A/Solids, 2007, 26(4): 728-735.
- [17] 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.

责任编辑: 刘世忠