

某航天器运输过程中的动力学特性分析

王江波, 强宝民, 郭君斌, 刘志浩, 关强强

(火箭军工程大学, 西安 710025)

摘要: **目的** 研究某航天器在运输过程中的动力学特性, 以及适配器包装材料对其振动特性的影响。**方法** 以航天器-适配器-运输筒系统为研究对象, 应用 ABAQUS 有限元软件建立柔性多体动力学模型, 对模型进行模态分析和谐波响应分析, 得到系统的前四阶模态振型和航天器关键节点的位移响应曲线。最后分析适配器主体材料聚氨酯泡沫的弹性模量、阻尼以及适配器的海绵与聚氨酯泡沫的厚度比对航天器振动位移的影响。**结果** 航天器和运输筒的高阶固有频率对航天器结构的动态性能影响很小, 其头部位置的谐波响应振动位移最大, 且振动位移随着适配器聚氨酯泡沫弹性模量和阻尼的增大而减小, 厚度比接近 7:40 的减振性能最好。**结论** 该方法可以准确有效地为适配器材料特性的选择和结构参数的设计提供依据。

关键词: 动力学特性; 有限元; 适配器; 减振性能

中图分类号: TB485.3; TB484 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-3563(2017)19-0148-05

Dynamic Characteristics of a Spacecraft during Transportation

WANG Jiang-bo, QIANG Bao-min, GUO Jun-bin, LIU Zhi-hao, GUAN Qiang-qiang
(Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China)

ABSTRACT: The work aims to study the dynamic characteristics of a spacecraft during transportation and the influence of the adapter material on its vibration characteristics. With the spacecraft-adapter-transport cylinder system as the study object, the flexible multi-body dynamic model was established by the ABAQUS finite element software. The modal analysis and harmonic response analysis of the model were carried out. The first four-order mode shape of the system and the displacement response curve of the key nodes of the spacecraft were obtained. Finally, the elastic modulus, damping and the influence of the thickness ratio of the adapter sponge and polyurethane foam on the vibration displacement of the spacecraft were analyzed. The high-order inherent frequency of the spacecraft and transport cylinder had little impact on the dynamic performance of the spacecraft structure. The harmonic response vibration displacement of its head was the largest, and the displacement was reduced with the increase in the elastic modulus and damping of the adapter's polyurethane foam. The damping performance was the best when the thickness ratio was approximate to 7 : 40. Such method can provide the basis for the selection of the material characteristics of the adapter and the design of the structural parameters accurately and effectively.

KEY WORDS: dynamic characteristics; finite element; adapter; damping performance

为保证航天器在运输中的安全可靠, 通常采用航天器-适配器-运输筒系统结构的形式, 其中运输筒采用高硬度玻璃钢材质, 主要为航天器提供支承、定位、保护和保温的作用。适配器是一种以聚氨酯泡沫为主体的粘弹性阻尼材料, 能够给系统带来较大的附

加阻尼, 显著提高系统的阻尼, 抑制振动, 削弱波在结构中的传播, 使系统的振动在很短的时间内迅速衰减下来。适配器的内表面粘贴海绵橡胶板, 主要由可发性聚乙烯组成, 可以适应直径公差; 外表面贴四氟乙烯薄膜, 减小装填和出筒阻力。适配器主要用来

收稿日期: 2017-07-10

作者简介: 王江波 (1992—), 男, 火箭军工程大学硕士生, 主攻武器系统振动特性。

通讯作者: 强宝民 (1964—), 男, 硕士, 火箭军工程大学教授, 主要研究方向为起重设备故障检测与诊断。

完成航天器在运输和出进筒过程中对航天器的减振、导向和减小摩擦力等^[1]。

在航天器-适配器-运输筒振动系统中,系统的结构比较复杂,内部阻尼和刚度的形成机理并不明确。李士军和仲健林等^[2-6]利用Blatz-Ko应变能函数和三次缩减多项式应变能函数,得到了系统中适配器的轴对称平面应变解析以及位移和应力的关系;Tzou 和 Kim^[7-8]分析了厚板的面内振动以及弹性支撑圆板的面内自由振动的精确解和相应的振型。Park^[9]采用Helmholtz 分解法得到了夹支圆板面内自由振动固有频率方程的解析解。Bashmal^[10-11]采用 Rayleigh-Ritz 法获得了自振频率的数值解和相应的振型。李恩奇和罗忠等^[12-14]考虑圆柱壳的阻尼特性并对其动力学固有特性进行了分析。这些研究都是适配器静态问题的非线性方程组推导,而这里主要研究系统在运输过程中的动态特性,首先考虑运输筒和航天器的弹性变形,利用 ABAQUS 有限元软件建立柔性多体动力学模型,并对舱体和运输筒进行耦合分析,得出航天器关键部位的谐响应特性曲线,最后研究减振装置适配器主体材料聚氨酯泡沫的弹性模量、阻尼和海绵与聚氨酯泡沫的厚度比对航天器精密仪器谐响应的影响。

1 系统结构有限元分析

系统结构的动力学研究^[15]通常有试验法、数学解析法和有限元仿真法。由于试验法是一种破坏性试验,而且试验成本和代价很高,所以不可取;数学解析法计算量大,且分析中没有考虑系统阻尼特性,计算结果可信度不高;有限元仿真法作为一种强有力的数值分析方法,是对结构设计、工艺过程进行验证校核的重要工具。有限元仿真是对有限元模型的数值仿真,其仿真成本低,发现问题可及时修改模型重新仿真,因此是系统结构设计过程中的主要研究方法^[16]。

1.1 建立模型

运输筒和适配器的结构质量分布相对简单,但航天器的设备数量庞大、结构复杂,考虑航天器各舱段的质量和质心位置已基本确定,这里采用线性质量密度分布求解。分布情况见图 1,各舱段壁厚分别为 22, 20, 45, 14, 62, 18, 66, 12 mm。系统结构相应的材料参数见表 1。

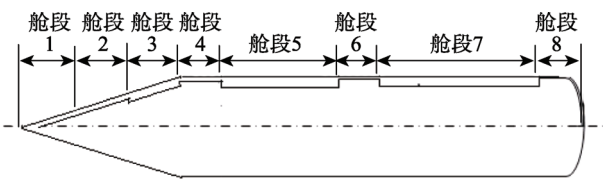


图 1 航天器线性质量分布情况
Fig.1 Linear mass distribution of the spacecraft

表 1 材料参数
Tab.1 Material parameters

材料	密度/ (kg·m ⁻³)	弹性模量/ MPa	泊松比	阻尼/ (N·m ⁻¹ ·s)
航天器 (LF6)	2640	68 000	0.30	
聚氨酯泡沫	300	10	0.34	0.04
海绵	25	0.036	0.42	
运输筒 (玻璃钢)	1500	21 000	0.21	

1.2 系统结构网格划分

航天器-适配器-运输筒系统结构网格划分的难点在于航天器结构的划分,由于航天器各舱段的形状和壁厚都不一样,所以默认的网格划分技术无法生成网格,这就需要将航天器部件分割为若干个区域,然后在每个区域上分别生成结构化网格或扫描网格。根据航天器结构分布可以将其分割为 8 个区域,网格种子的大小为 0.05 m,采用以八节点线性六面体单元为主的扫描技术进阶算法,得到总结点数为 35 264,总单元数为 27 921。适配器和运输筒网格种子大小也是 0.05 m,均采用以八节点线性六面体单元为主的扫描技术进阶算法,得到总结点数为 21 395 和 3471,总单元数为 10 265 和 2136。得到的系统网格见图 2。

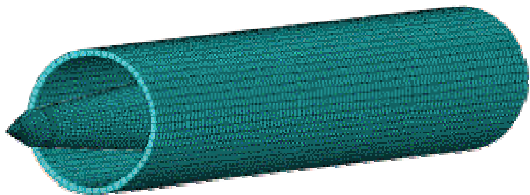


图 2 航天器-适配器-运输筒系统结构网格
Fig.2 Mesh structure of spacecraft-adapter-transport cylinder system

1.3 施加外部载荷

系统结构主要有2部分载荷:系统结构的重力载荷,即质量与重力加速度的乘积,方向竖直向下,一般情况下,系统结构的质量不随时间变化,因而认为重力载荷是静载荷;来自运输车旋转部件的动不平衡所造成的外部动载荷,主要有发动机激励、变速箱激励、传动轴激励、轮胎激励,由于这种激励是由运输车旋转部件的动不平衡所造成的,所以这种激励是一种频率、幅值相对固定的简谐激振力,在激振力频率与系统结构固有频率接近时,极易造成系统结构的共振,假设外部激励力 $Q=10000(\sin(\omega t)+i\cos(\omega t))$,其中 ω 为角速度,幅值为10 kN。

2 系统结构有限元动态分析

系统动力学研究采用有限元动态分析的方法,利用ABAQUS按照上述的边界条件和模型结构建立有限元模型,应用有限元模态分析进行系统结构的动态

特性分析,可以得到航天器的各阶固有频率及振型,可以了解结构的固有动力学特性,又可对航天器结构的动态响应分析奠定基础,得到航天器在运输筒谐激励力作用下的动力学响应。

2.1 系统结构模态分析

选用Lanczos方法计算模态,在有限元模态分析的后处理中,提取航天器和运输筒的前两阶固有频率和振型作为分析,现得到航天器一阶弯曲和二阶弯曲运动振型见图3,所对应的固有频率分别为4.0416和58.188 Hz,运输筒一阶弯曲和二阶弯曲运动振型见图4,所对应的固有频率分别为16.039和52.140 Hz,最大变形都出现在航天器和运输筒的最前端位置。

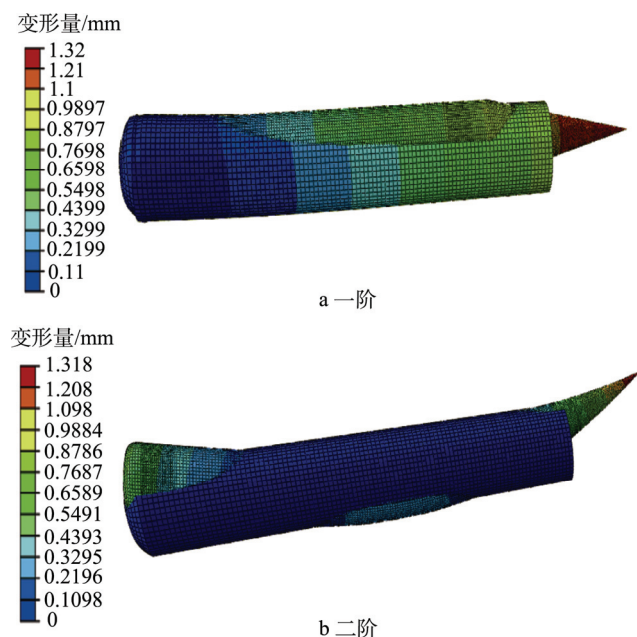


图3 航天器弯曲振型
Fig.3 Bending mode of spacecraft

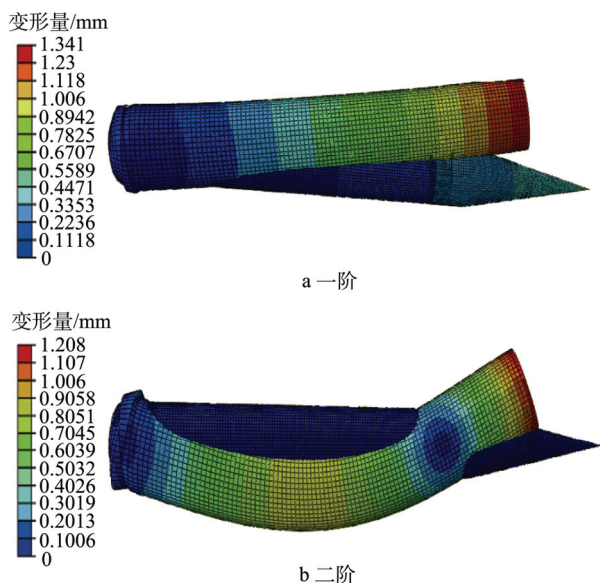


图4 运输筒弯曲振型
Fig.4 Bending mode of transport cylinder

2.2 系统结构谐响应分析

在模态分析的基础上,对系统结构进行谐响应分析,发动机在3个方向上都会产生振动,但是横向和轴向上产生振动的幅值很小,对系统振动影响很小,因此这里只考虑在竖直方向对航天器结构的影响。根据实际边界条件,将运输筒的后支点进行固定,前支点作为激励源,在该位置施加竖直正弦载荷。根据发动机的转速范围,设置不平衡简谐激励频率范围为0~80 Hz。利用模态叠加法对系统结构进行谐响应分析,根据计算结果绘制航天器5个典型位置(见图5)的位移、速度、加速度响应曲线,见图6。

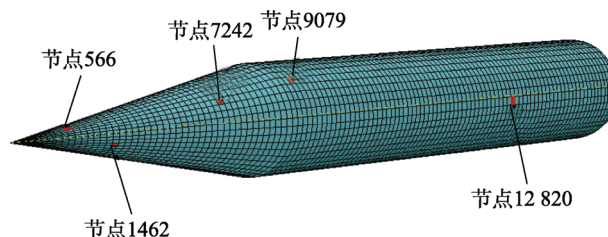


图5 航天器5个典型位置
Fig.5 Five typical positions of spacecraft

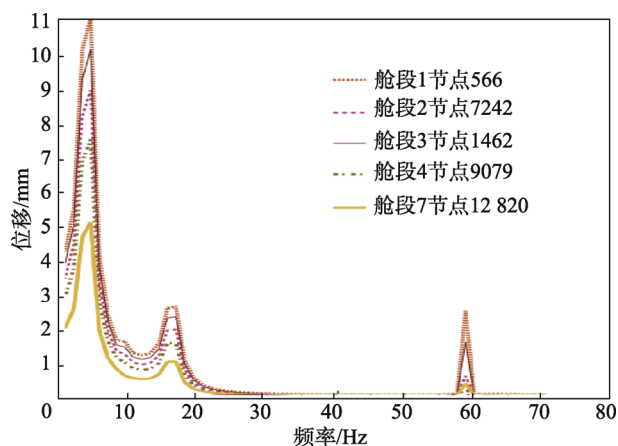


图6 航天器5个典型位置的位移响应曲线
Fig.6 Displacement response curve of five typical positions of spacecraft

由图6可知,系统在频率为4, 16, 58 Hz附近出现峰值,参考系统模态分析结果可知,这些频率与航天器的一阶、二阶弯曲模态频率和运输筒的一阶弯曲模态频率较接近,在这些频率上系统易发生共振,但在运输筒的二阶弯曲模态频率处航天器基本不发生振动,主要原因是运输筒的高阶模态所对应的振动周期时间较短,由于系统的阻尼,运输筒的振动波来不及传到航天器甚至适配器时就已衰减完,这也说明运输筒高阶固有频率对航天器结构的振动影响很小。航天器一阶固有频率所对应的振动位移值要远大于其二阶固有频率所对应的振动位移值,说明航天器的高阶固有频率对航天器的振动影响很小。从航天器5个关键典型位置的位移响应可以看出,越靠近航天器头部位置,其位移越大,这也是为什么在运输时通常

需要在头部再安装一组适配器用于减振。

3 适配器减振特性分析

赵华等^[1]根据航天器和适配器的作用、材料和结构及其三者间的关系, 提出性能优良的适配器设计是由适配器的材料和结构等多种因素共同决定的, 因此分析适配器的减振特性时, 需对适配器的主体材料——聚氨酯泡沫的弹性模量、阻尼以及海绵与聚氨酯泡沫的厚度比等参数进行研究。

3.1 弹性模量

只改变适配器的弹性模量, 其他参数保持不变, 经模态叠加法谐响应分析计算后, 航天器舱段 1 节点 566 在不同弹性模量 (6, 8, 10, 12, 14 MPa) 下的位移响应曲线见图 7。可以看出, 观察点处的位移随弹性模量的增大而减小, 且位移峰值处的频率随弹性模量的增大而增大。

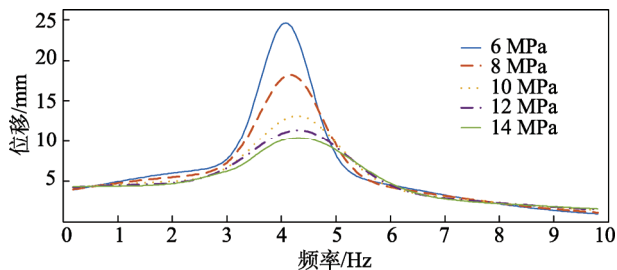


图 7 不同弹性模量下的位移响应

Fig.7 Displacement response under different elastic moduli

3.2 阻尼

只改变适配器主体材料聚氨酯泡沫的阻尼, 其他参数保持不变, 经模态叠加法谐响应分析计算后, 航天器舱段 1 节点 566 在不同阻尼 (0.024, 0.032, 0.04, 0.048, 0.056 N/(m/s)) 下的位移响应曲线见图 8。可以看出, 观察点处的位移随阻尼的增大而减小, 且位移峰值处的频率随阻尼的增大而增大。

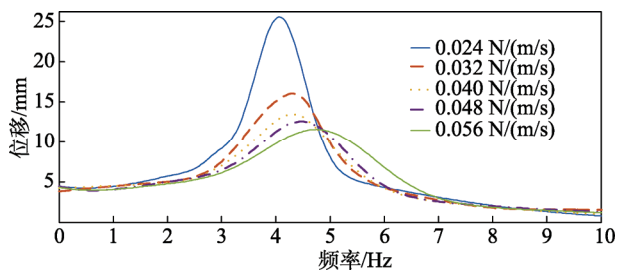


图 8 不同阻尼下的位移响应

Fig.8 Displacement response under different damping

3.3 海绵与聚氨酯泡沫的厚度比

张绍云等^[17]已利用 ABAQUS 有限元软件研究过 2 种不同复合材料包装时对系统整体缓冲性能的影响, 这里在该研究的基础上研究复合材料不同的厚度

比对系统谐响应的影响。在保证海绵与聚氨酯泡沫厚度之和为 47 mm 的前提下, 设置海绵与聚氨酯泡沫的厚度比分别为 2:45, 4:43, 7:40, 10:37, 14:33, 分析结果见图 9。可以看出, 厚度比对谐响应的影响关系比较复杂, 主要是因为厚度比改变的同时会影响适配器整体的弹性模量和阻尼特性, 从图 9 可以看出海绵与聚氨酯泡沫的厚度比为 7:40 时其减振性能最好。

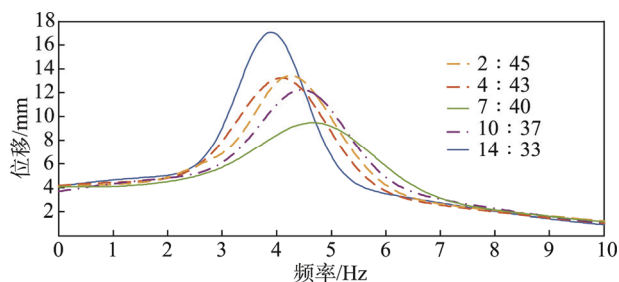


图 9 不同海绵与聚氨酯泡沫的厚度比下的位移响应

Fig.9 Displacement response at different thickness ratios of sponge and polyurethane foam

4 结语

通过对航天器-适配器-运输筒系统结构的有限元动态分析, 得到了系统的前四阶模态振型, 并在模态分析的基础上得到了航天器关键位置节点处的谐响应曲线, 然后分析了适配器主体材料聚氨酯泡沫的弹性模量、阻尼以及海绵与聚氨酯泡沫的厚度比对航天器动态特性的影响。结果表明: 航天器和运输筒的高阶固有频率对航天器结构的动态性能影响很小; 航天器头部位置的谐响应位移最大; 谐响应分析中位移随适配器聚氨酯泡沫弹性模量和阻尼的增大而减小; 海绵与聚氨酯泡沫的厚度比的改变也会影响适配器整体的弹性模量和阻尼特性, 在该系统中厚度比接近 7:40 时其减振性能较好。

参考文献:

- [1] 赵华, 王敏杰, 杨为. 箱式发射导弹适配器[J]. 战术导弹技术, 2007(4): 42—50.
ZHAO Hua, WANG Min-jie, YANG Wei. Box Launched Missile Adapter[J]. Tactical Missile Technology, 2007(4): 42—50.
- [2] 李士军, 乐贵高, 林国问. 导弹适配器与发射筒过盈配合研究[J]. 工程力学, 2011, 28(4): 245—250.
LI Shi-jun, YUE Gui-gao, LIN Guo-wen. Study on Interference Fit of Missile Adapter and Launcher[J]. Engineering Mechanics, 2011, 28(4): 245—250.
- [3] 李士军, 叶建华, 赖孝君. 导弹适配器受压及弹射时摩擦力研究[J]. 应用力学学报, 2011, 28(2): 167—171.
LI Shi-jun, YE Jian-hua, LAI Xiao-jun. Research on the Friction Force of Missile Adapter under Pressure

- and Catapult[J]. Journal of Applied Mechanics, 2011, 28(2): 167—171.
- [4] 李士军, 林国问, 马大为. 受压橡胶海绵圆筒的轴对称平面应变问题的研究[J]. 力学学报, 2010, 42(3): 579—582.
LI Shi-jun, LIN Guo-wen, MA Da-wei. Study on Axisymmetric Plane Strain Problem of Spine Rubber Sponge Cylinder[J]. Journal of Mechanics, 2010, 42(3): 579—582.
- [5] 仲健林, 马大为. 海绵/橡胶适配器应力和变形模式的轴对称平面应变解析[J]. 航空学报, 2014, 35(12): 3324—3329.
ZHONG Jian-lin, MA Da-wei. Axisymmetric Plane Strain Analysis of Sponge/Rubber Adapter Stress and Deformation Model[J]. Journal of Aeronautics, 2014, 35(12): 3324—3329.
- [6] 仲健林, 马大为, 任杰. 基于平面应变假设的橡胶圆筒静态受压分析[J]. 上海交通大学学报, 2015, 49(9): 1276—1280.
ZHONG Jian-lin, MA Da-wei, REN Jie. The Static Compression Rubber Cylinder Plane Strain Hypothesis Analysis[J]. Journal of Shanghai Jiao Tong University, 2015, 49(9): 1276—1280.
- [7] TZOU K I, WICKERT J A, AKAY A. In-plane Vibration Modes of Arbitrarily Thick Disks[J]. Journal of Vibration and Acoustics, 1998, 120(2): 384—391.
- [8] KIM C B, CHO H S, BEOM H G. Exact Solutions of In-plane Natural Vibration of a Circular Plate with Outer Edge Restrained Elastically[J]. Journal of Sound and Vibration, 2012, 331(9): 2173—2189.
- [9] PARK C I. Frequency Equation for the In-plane Vibration of a Clamped Circular Plate[J]. Journal of Sound and Vibration, 2008, 313(1): 325—333.
- [10] BASHMAL S, BHAT R, RAKHEJA S. In-plane Free Vibration of Circular Annular Disks[J]. Journal of Sound and Vibration, 2009, 322(1): 216—226.
- [11] BASHMAL S, BHAT R, RAKHEJA S. In-plane Free Vibration Analysis of an Annular Disk with Point Elastic Support[J]. Shock and Vibration, 2011, 18(4): 627—640.
- [12] 李恩奇, 李道奎, 唐国金. 约束层阻尼圆柱壳动力学分析[J]. 工程力学, 2008, 25(5): 6—11.
LI En-qi, LI Dao-kui, TANG Guo-jin. Dynamic Analysis of Constrained Layer Damped Cylindrical Shells[J]. Engineering Mechanics, 2008, 25(5): 6—11.
- [13] 蒲育, 赵海英, 滕兆春. 弹性约束边界圆环板面内自由振动的二维弹性解[J]. 计算力学学报, 2016, 33(5): 697—703.
PU Yu, ZHAO Hai-ying, TENG Zhao-chun. Finite Elastic Solution of Free Vibration in Circular Plate with Elastic Constraints[J]. Journal of Computational Mechanics, 2016, 33(5): 697—703.
- [14] 罗忠, 杨坤, 梅志远. 纤维增强复合材料动力学固有特性及阻尼特性分析[J]. 材料导报, 2013(S): 126—129.
LUO Zhong, YANG Kun, MEI Zhi-yuan. Analysis of Dynamic Characteristics and Damping Characteristics of Fiber Reinforced Composites[J]. Materials Review, 2013(S): 126—129.
- [15] 冯希金, 郑小刚, 危银涛. 轮胎振动特性的有限元分析及关键影响因素研究[J]. 轮胎工业, 2013(13): 12—20.
FENG Xi-jin, ZHENG Xiao-gang, WEI Yin-tao. Finite Element Analysis and Key Influencing Factors of Tire Vibration Characteristics[J]. Tire Industry, 2013(13): 12—20.
- [16] 柴山, 刚宪约, 焦学健. 车辆结构有限元分析[M]. 北京: 国防工业出版社, 2013.
CHAI Shan, GANG Xian-yue, JIAO Xue-jian. Finite Element Analysis of Vehicle Structure[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2013.
- [17] 张绍云, 储火, 卢富德, 等. 蜂窝—泡沫缓冲系统动力学有限元分析[J]. 振动与冲击, 2014, 33(2): 52—54.
ZHANG Shao-yun, CHU Huo, LU Fu-de, et al. Dynamic Finite Element Analysis of Cellular-foam Buffer System[J]. Journal of Vibration and Shock, 2014, 33(2): 52—54.