

文章编号:1674-8190(2020)02-245-06

双轨火箭橇全时程动力学仿真分析研究

顾凯旋¹, 龚明生¹, 王磊², 熊闯²

(1. 航空工业航空救生装备有限公司 试验部, 襄阳 441003)

(2. 北京航空航天大学 固体力学研究所, 北京 100143)

摘要: 分析双轨火箭橇在试验各时刻的振动响应, 是火箭橇理论与试验领域亟待解决的重大问题。针对双轨火箭橇系统, 建立橇轨-滑车系统的简化模型, 采用全时程动力学仿真计算方法对考虑阻尼、橇轨间隙以及不平顺度的火箭橇运动动力学方程组进行求解。结果表明: 所得的振动响应结果与速度基本相同的火箭橇试验结果基本吻合; 该仿真分析方法可用于双轨火箭橇振动响应预测, 进一步丰富火箭橇动力学分析理论。

关键词: 双轨火箭橇; 橇轨-滑车系统; 动力学分析

中图分类号: V412.1; TJ06

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2020.02.014

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Study on Full Time Dynamics Simulation of Two-track Rocket Sled

GU Kaixuan¹, GONG Mingsheng¹, WANG Lei², XIONG Chuang²

(1. Test Department, AVIC Aerospace Life-support Industries Limited, Xiangyang 441003, China)

(2. Institute of Solid Mechanics, Beihang University, Beijing 100143, China)

Abstract: The analysis of vibration response of two-track rocket in experiment at each moment is the urgent problem in theory study and experiment field of the rocket sled. A dynamic analysis model of sled-pulley system is established for two-track rocket sled system, and the full-time dynamics simulation method is adopted to solve the dynamic equations of rocket sled considering damping, rail clearance and irregularity. The results show that the obtained vibration response results are basically consistent with those obtained by the rocket sled with the same velocity, the simulation analysis method can be used to predict the vibration response of the two-track rocket sled, which can further enrich the theory of dynamics analysis for the rocket sled.

Key words: two-track rocket sled; sled-pulley system; dynamics analysis

0 引言

火箭橇是在专用的轨道上, 推动滑车高速前进以获取模型试验测试数据的大型地面动态试验系统。由于这种试验技术能够模拟飞行状态, 已成为

现代武器所有地面试验设备中比较有效的一种特殊试验手段^[1-3], 可以解决飞机、导弹、宇航飞行器及其他武器或机械设计在研制过程中有关高速度、高加速度可能带来的许多技术问题。然而火箭橇的振动问题, 往往过载都超过 500g, 这对于试验的

收稿日期: 2019-07-15; 修回日期: 2019-09-03

基金项目: 国家自然科学基金(11602012)

通信作者: 王磊, leiwang_beijing@buaa.edu.cn

引用格式: 顾凯旋, 龚明生, 王磊, 等. 双轨火箭橇全时程动力学仿真分析研究[J]. 航空工程进展, 2020, 11(2): 245-250.

GU Kaixuan, GONG Mingsheng, WANG Lei, et al. Study on full time dynamics simulation of two-track rocket sled[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2020, 11(2): 245-250. (in Chinese)

准确性和安全性都有较大的影响^[4-5]。因此,研究火箭橇的振动问题具有理论意义和实用价值。

双轨火箭橇在载重方面优于单轨火箭橇,但是双轨火箭橇由于轨道不平顺所引起姿态振动的理论分析研究工作也远远要复杂于单轨火箭橇。当前针对火箭橇动力学响应的研究正处于起步阶段,S. I. Gerasimov 等^[6]对橇轨之间的橇轨接触变形及运动稳定性进行了分析;D. J. Laird 等^[7-8]对高速火箭橇滑靴—滑轨撞击过程进行了仿真分析,并建立了二维平面下滑靴—滑轨的交互耦合模型;J. H. Zhang 等^[9]对火箭橇刚柔耦合模型的动力学分析进行了研究。相比而言,国外动力学分析方法较为成熟且发展了相应的分析软件,而国内目前针对火箭橇动力学分析的理论还不完善。王健等^[10]对火箭橇轨道不平顺功率谱密度进行了分析;董治华等^[11]对火箭橇减振系统进行了分析;杨珍等^[12]对单轨火箭橇的载荷预示技术进行了研究;张雨诗等^[13]对火箭橇轨道系统有限元建模及振动特性进行了研究。然而以上研究均是对火箭橇系统的各个子模块进行了研究,针对火箭橇系统的动力学分析理论仍然匮乏,尤其是针对双轨火箭橇,关于其动力学分析的研究鲜有报道。系统地研究双轨火箭橇振动行为,分析其在试验各时刻的振动响应,是火箭橇理论研究及试验领域亟待解决的重大问题。

本文针对双轨火箭橇系统,建立橇轨—滑车系统的动力学分析模型。首先对真实模型进行模态分析,通过优化方法,采用梁单元建立橇车三维实体模型的简化模型。在此基础上,推导综合考虑阻尼、橇轨间隙以及不平顺度的火箭橇运动动力学方程并进行求解。在已有的研究经验基础上,以期进一步丰富火箭橇动力学分析理论。

1 滑车模型简化

滑车模型复杂,动力学计算规模巨大。在分析时需要对其进行必要的模型简化,在保证模型动力学特性基本不变的前提下,降低模型的复杂程度,从而提升计算效率。

根据滑车的模型图,对其进行网格划分,得到滑车有限元模型如图 1 所示。根据其几何特征,得到其简化模型如图 2 所示,其中,各部分均采用梁单元来模拟。

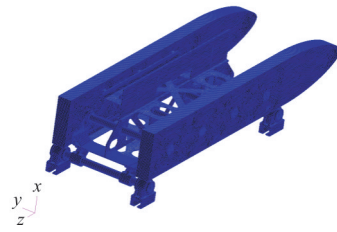


图 1 双轨火箭橇滑车有限元网格模型

Fig. 1 Finite element model of two-track rocket sled

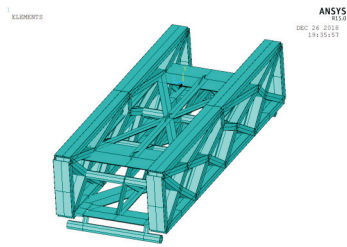


图 2 双轨火箭橇简化模型

Fig. 2 Simplified model of two-track rocket sled

对简化模型进行修正,得到简化模型与真实模型前 5 阶频率对比如表 1 所示。简化模型与真实模型前 5 阶模态振型也基本一致,因此,对模型的简化取得了较好的效果。

表 1 简化模型与真实模型频率对比

Table 1 Frequency comparison between simplified model and real model

阶次	简化模型 频率/Hz	真实模型 频率/Hz	相对误差/%
1	22.567	25.697	12.18
2	47.677	41.590	14.64
3	51.195	44.207	15.81
4	59.904	60.120	1.52
5	63.883	63.760	0.19

2 动力学计算分析

2.1 计算输入

由于火箭橇—滑车的振动主要为垂向及侧向的振动。对于航向,火箭橇存在大范围刚体运动与小量级的结构振动,小量级振动变形较小且不影响关注问题的结果,故可忽略,因此可将火箭橇的航向运动简化为刚体运动。根据实测数据得到滑车航向速度曲线如图 3 所示。

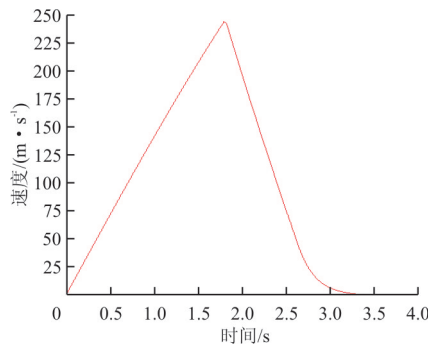


图 3 航向速度曲线

Fig. 3 Curve of course speed

根据测点位置对轨道不平顺值进行测量,对于不平顺表达的输入参数只需获得实际的轨道不平顺值与监测点间隔。根据轨道不平顺数据能够得到任意位置轨道的不平顺值及其斜率。轨道不平顺值 d 的计算公式和轨道不平顺斜率 k_d 的计算公式分别为

$$d = \frac{(d_{n+1} - d_n)l_1}{L} \quad (1)$$

$$k_d = d/l_1 \quad (2)$$

式中: d_{n+1} 为当前滑块位置后一个轨道监测点的轨道不平顺监测值; d_n 为当前滑块位置轨道前一个监测点的轨道不平顺监测值; l_1 为当前滑块位置距离前一个观测点的长度; L 为监测点间隔长度。

2.2 橇—轨碰撞接触力计算

在火箭橇动力学仿真中,采用 L-N 非线性接触力模型计算轨道与橇车滑块之间的橇—轨接触力。L-N 非线性接触力模型可写为如式(3)所示:

$$F = k\delta + c\dot{\delta} \quad (3)$$

式中: δ 为接触变形量; $\dot{\delta}$ 为接触变形速率(即 δ 对时间的一阶导数); F 为橇—轨碰撞接触力; k 为接触刚度; c 为等效阻尼。根据实测数据,取 $k = 4.9 \times 10^7$ N/m, $c = 6\ 230$ 。

橇—轨碰撞接触力求解流程如图 4 所示,接触力计算流程如下:

- (1) 由橇车的航向运动确定当前时刻橇车各滑块在轨道中的位置和橇车的运动速度;
- (2) 由滑块当前位置确定轨道不平顺值和不平顺斜率,进而确定橇车滑块与轨道接触状态;
- (3) 由上述步骤判断得出接触变形和接触变

形速率,调用式(3)所示的接触力模型即可计算当前时刻的橇—轨碰撞接触力。

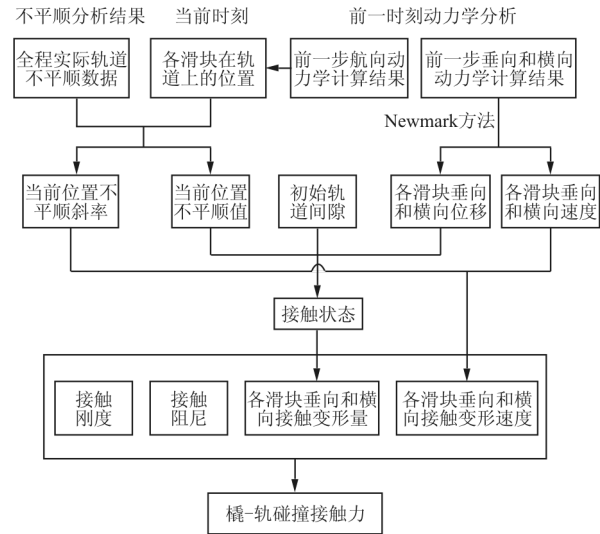


图 4 橇—轨碰撞接触力求解流程

Fig. 4 Flowchart of solution of skid-rail collision contact

2.3 动力学仿真计算方法

综合考虑橇车的垂向振动、横向振动和航向刚体运动,火箭橇的振动的有限元方程可写为

$$M\ddot{u} + C\dot{u} + Ku = F(t) \quad (4)$$

式中: M 、 K 、 C 分别为总体质量矩阵、刚度矩阵和阻尼矩阵; u 为橇车节点振动位移向量; \dot{u} 为橇车节点振动速度向量; \ddot{u} 为橇车节点振动加速度向量; $F(t)$ 为橇车所受外力向量。

阻尼矩阵 C 采用瑞利阻尼模型,即:

$$C = \alpha M + \beta K \quad (5)$$

式中: α 及 β 的取值根据文献[14]所给方法求得;简化模型的总体质量矩阵 M 和刚度矩阵 K 利用 ANSYS 提取。

通过式(5)计算阻尼矩阵 C ,利用 Newmark 数值求解方法^[15],即可求解式(4),得到橇车的振动状态。动力学仿真计算的的中心思想是将橇车振动计算结果(包括振动位移向量 u 、速度向量 \dot{u} 和加速度向量 \ddot{u}),以及根据橇—轨碰撞接触力计算模型计算的橇—轨碰撞接触力 F ,作为本时间步的橇车振动初始条件和外载荷进行计算。Newmark 积分方法采用下列的假设,即:

$$\dot{u}_{t+\Delta t} = \dot{u}_t + [(1-\gamma)\ddot{u}_t + \gamma\ddot{u}_{t+\Delta t}]\Delta t \quad (6)$$

$$u_{t+\Delta t} = u_t + \dot{u}_t \Delta t + \left[\left(\frac{1}{2} - \delta \right) \ddot{u}_t + \delta \ddot{u}_{t+\Delta t} \right] \Delta t^2 \quad (7)$$

式中： γ 和 δ 是按积分精度和稳定性要求决定的参数。

当 $\gamma=1/4$ 和 $\delta=1/2$ 时, Newmark 方法退化为常平均加速度法这样一种无条件稳定的积分方案。此时, Δt 内的加速度为

$$\ddot{u}_{t+\Delta t} = (\ddot{u}_t + \ddot{u}_{t+\Delta t}) \quad (8)$$

Newmark 方法中的时间 $t+\Delta t$ 的位移 $u_{t+\Delta t}$ 是通过满足时间 $t+\Delta t$ 的运动方程得到的。

从公式(7)可得:

$$\ddot{u}_{t+\Delta t} = \frac{1}{\gamma \Delta t^2} (u_{t+\Delta t} - u_t) - \frac{1}{\gamma \Delta t} \dot{u}_t - \left(\frac{1}{2\gamma} - 1 \right) \ddot{u}_t \quad (9)$$

根据

$$M\ddot{u}_{t+\Delta t} + C\dot{u}_{t+\Delta t} + Ku_{t+\Delta t} = F_{t+\Delta t} \quad (10)$$

将公式(6)和公式(9)代入公式(10), 即可得到由 $u_t, \dot{u}_t, \ddot{u}_t$ 计算 $u_{t+\Delta t}$ 的递推公式

$$\left(K + \frac{1}{\alpha \Delta t^2} M + \frac{\delta}{\alpha \Delta t} C \right) u_{t+\Delta t} = F_{t+\Delta t} + M \left[\frac{1}{\alpha \Delta t^2} u_t + \frac{1}{\alpha \Delta t} \dot{u}_t + \left(\frac{1}{2\alpha} - 1 \right) \ddot{u}_t \right] + C \left[\frac{\delta}{\alpha \Delta t} + \left(\frac{\delta}{\alpha} - 1 \right) \dot{u}_t + \left(\frac{\delta}{2\alpha} - 1 \right) \Delta t \ddot{u}_t \right] \quad (11)$$

全时程动力学求解流程如图 5 所示, 求解步骤为:

(1) 初始化计算, 设定计算总时间 T , 计算时间步长 Δt 。设置当前时间步为 $t=0$ (即初始时刻), 获取航向运动初始位置、速度和加速度, 垂向和横向运动初始位置、速度和加速度。

(2) 由 t 时刻航向运动得到航向的位移, 速度与加速度。

(3) 由 t 时刻滑块的航向位置, 结合轨道不平顺值和轨道不平顺斜率, 得到当前的接触变形与接触变形速率。通过调用橇-轨碰撞接触力计算模块, 判断滑车各个滑块与轨道的碰撞接触情况并计算当前时刻垂向和横向的橇-轨碰撞接触力。

(4) 由当前运行时间 t 、橇车航向速度以及橇-轨碰撞接触力确定橇车当前时间步的其他各项外载荷输入条件。

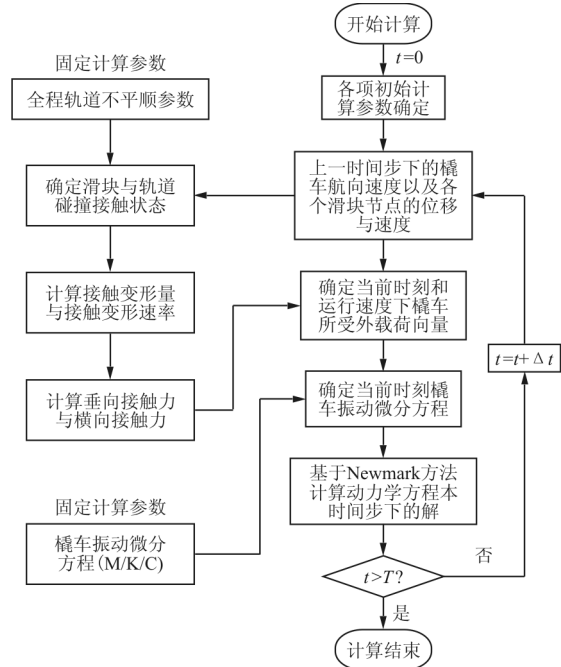


图 5 动力学仿真计算流程

Fig. 5 Flowchart of the dynamics simulation calculation

(5) 通过调用 Newmark 数值积分方法求解橇车动力学方程 (即式(5)), 得到 $t+\Delta t$ 时刻橇车的垂向和横向位移、速度以及加速度响应。

(6) 令 $t=t+\Delta t$, 判断 t 是否大于总时间 T , 若 $t \leq T$, 则返回步骤(2)继续进行动力学仿真计算, 否则结束计算。

2.4 动力学计算结果

取航向速度最大段结果进行分析, 本文仅给出了其中一个滑块的结果, 其余三个滑块的结果基本相同。滑块处垂向碰撞接触力、垂向过载及功率谱密度曲线如图 6~图 8 所示。

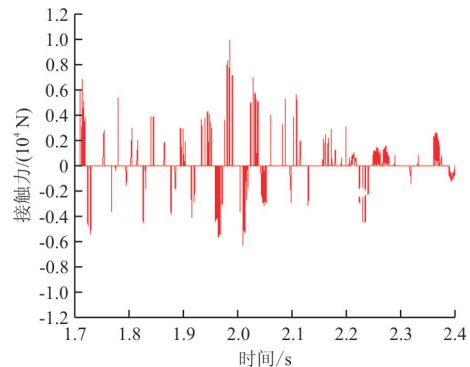


图 6 碰撞接触力曲线

Fig. 6 The curve of the collision contact force

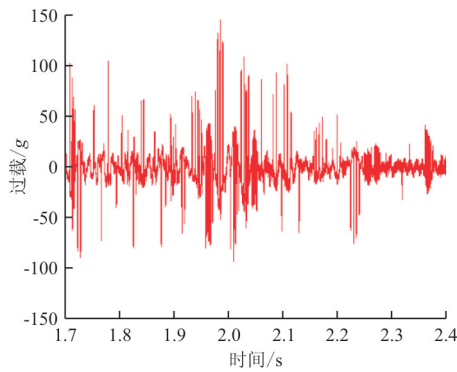


图 7 滑块垂向过载曲线

Fig. 7 Vertical overload curve of the slider

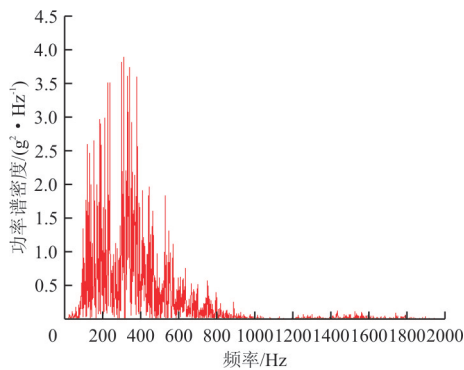


图 8 滑块垂向加速度功率谱密度曲线

Fig. 8 Vertical acceleration power spectral density curve of the slider

由于本文所计算的车体未进行试验,采用速度基本相同的火箭橇振动响应的试验结果进行了对比,试验数据如表 2 所示。

表 2 火箭橇试验振动响应结果

Table 2 The vibration response results of the rocket sled test

参 数	数 值
过载峰值/g	130
主要振动频率/Hz	0~1 000

从上述结果可以得到以下结论:

(1) 滑块处过载曲线峰值出现在滑车运行速度较大的时刻。由于滑车速度快,单位时间内滑靴所经历的轨道不平顺变化较大,使得滑靴与轨道的碰撞接触力增大。因此随着滑块航向速度的增大,过载也变大。其峰值过载为 140g,与速度基本相同的火箭橇试验实测得到的 130g 基本吻合,说明计算所得的数据有一定的可信性。

(2) 各测点振动能量主要集中在 0~800 Hz, 1 000 Hz 以后振动非常微弱,与速度基本相同的火箭橇试验实测结果基本一致,验证了本文所提出方法的正确性。

3 结 论

(1) 本文采用梁单元对真实模型进行了简化,通过对比简化模型与真实模型的前 5 阶频率及模态振型,表明简化模型复杂度低,计算效率高。

(2) 推导了考虑阻尼、橇轨间隙以及不平顺度的火箭橇运动动力学方程组,并通过数值方法对双轨火箭橇系统进行了全时程动力学响应求解。仿真分析结果与速度基本相同的火箭橇试验实测结果基本吻合,验证了本文采用的仿真分析方法的合理性。

本文所采用的仿真分析方法可用于试验前对双轨火箭橇进行动力学分析,对试验结果有提前的预判。在计算中模型简化以及计算参数的设定会带来计算误差,因此,该仿真分析方法仅仅能得到一个量级正确的粗略结果,要得到火箭橇系统精确的动力学响应,还是要借助试验。

参考文献

[1] 王云. 火箭橇试验滑轨的发展与展望[J]. 航空科学技术, 2010(1): 30-32.
WANG Yun. Status and prospect for rocket sled track development in China[J]. Aeronautical Science & Technology, 2010(1): 30-32. (in Chinese)

[2] 郑严, 史新兴. 弹用涡轮喷气发动机火箭橇试验研究[J]. 推进技术, 2001, 22(1): 26-29.
ZHENG Yan, SHI Xinxing. Investigation of rocket sled test for missile turbojet engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2001, 22(1): 26-29. (in Chinese)

[3] 张翔宇, 甘晓松, 高波, 等. 固体火箭发动机火箭橇过载模拟试验方法[J]. 固体火箭技术, 2016(6): 751-754.
ZHANG Xiangyu, GAN Xiaosong, GAO Bo, et al. Rocket sled acceleration experiment method of SRM[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2016(6): 751-754. (in Chinese)

[4] 张立乾, 邓宗才, 郭富民, 等. 滑橇高速运动动态效应与滑轨平顺度的关系研究[J]. 弹道学报, 2011, 23(2): 106-110.
ZHANG Liqian, DENG Zongcai, GUO Fumin, et al. Study on relation of slide-rail regularity and high-speed movement dynamic response of sled[J]. Journal of Ballistics, 2011, 23(2): 106-110. (in Chinese)

- [5] 刘洪,姚冉中. 研究火箭橇滑轨共振特性[J]. 电子测试, 2018(13): 60-62.
LIU Hong, YAO Ranzhong. Study on the resonance characteristics of the rocket skid rail[J]. Electronic Test, 2018 (13): 60-62. (in Chinese)
- [6] GERASIMOV S I, EROFEEV V I, KAMCHATNYI V G, et al. The sliding contact condition in stability analysis of stage motion for a rocket sled track facility[J]. Journal of Machinery Manufacture and Reliability, 2018, 47(3): 221-226.
- [7] LAIRD D J, PALAZOTTO A N. Effect of temperature on the process of hypervelocity gouging[J]. AIAA Journal, 2003, 41(11): 2251-2260.
- [8] LAIRD D J, PALAZOTTO A N. Gouge development during hypervelocity sliding impact[J]. International Journal of Impact Engineering, 2004, 30(2): 205-223.
- [9] ZHANG J H, JIANG S S. Rigid-flexible coupling model and dynamic analysis of rocket sled[J]. Advanced Materials Research, 2011, 346: 447-454.
- [10] 王健,吴军基,陶钢. 火箭橇轨道不平顺功率谱密度分析[J]. 弹道学报, 2008, 20(4): 81-83.
WANG Jian, WU Junji, TAO Gang. Analysis on power spectrum density of rocket sled rail irregularity[J]. Journal of Ballistics, 2008, 20(4): 81-83. (in Chinese)
- [11] 董治华,肖军,张林锐,等. 火箭橇减振系统设计[J]. 兵器装备工程学报, 2018, 39(8): 15-20.
DONG Zhihua, XIAO Jun, ZHANG Linrui, et al. Vibration damping system design for rocket sled[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2018, 39(8): 15-20. (in Chinese)
- [12] 杨珍,范坤,胡兵,等. 超声速单轨火箭橇动态载荷预示技术研究[J]. 兵器装备工程学报, 2019, 40(3): 247-251.
YANG Zhen, FAN Kun, HU Bing, et al. Study on dynamic load prediction of the supersonic monorail rocket sled [J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2019, 40 (3): 247-251. (in Chinese)
- [13] 张雨诗,余元元,赵良玉. 火箭橇轨道系统有限元建模及振动特性研究[J]. 兵器装备工程学报, 2018, 39(7): 56-60.
ZHANG Yushi, YU Yuanyuan, ZHAO Liangyu. Finite element modeling and vibration characteristics of rocket sled system[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2018, 39(7): 56-60. (in Chinese)
- [14] 王德铎,张艳平,闫军,等. 多体结构瑞利阻尼系数的确定[J]. 机械设计与制造, 2010(1): 230-231.
WANG Deduo, ZHANG Yanping, YAN Jun, et al. Calculation for the Rayleigh damping coefficients of multi-body structures[J]. Machinery Design & Manufacture, 2010 (1): 230-231. (in Chinese)
- [15] 邢誉峰,李敏. 工程振动基础[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2011.
XING Yufeng, LI Min. The foundation of engineering vibration[M]. Beijing: Beihang University Press, 2011. (in Chinese)

作者简介:

顾凯旋(1987—),男,学士,工程师。主要研究方向:火箭橇动力学分析及试验技术。

龚明生(1964—),男,学士,研究员级高级工程师。主要研究方向:火箭橇设计及试验技术。

王磊(1987—),男,博士,讲师。主要研究方向:结构不确定性分析与优化。

熊闯(1993—),男,硕士研究生。主要研究方向:结构不确定性分析与优化。

(编辑:丛艳娟)