

巡天制冷模块隔振解锁装置设计与分析

骆海涛^{1,2,3}, 赵烽群^{1,2}, 李玉新⁴, 于长帅^{2,3}, 王昊辰^{2,3}

¹沈阳理工大学机械工程学院, 辽宁 沈阳

²中国科学院沈阳自动化研究所机器人学国家重点实验室, 辽宁 沈阳

³中国科学院机器人与智能制造创新研究院, 辽宁 沈阳

⁴东北大学机械工程与自动化学院, 辽宁 沈阳

Email: luohaitao@sia.cn

收稿日期: 2020年11月24日; 录用日期: 2020年12月21日; 发布日期: 2020年12月28日

摘要

航天器在发射阶段和在轨运行阶段的力学环境存在有巨大差异, 对于需要进行减振、隔振处理的单元模块, 还需要设计解锁装置保证其发射工况时的结构安全。目前的研究大多是单独针对隔振装置或解锁装置进行的, 但是两套装置是相互配合使用的, 不应孤立研究。本文针对某巡天制冷模块, 提出了一种包含层合阻尼隔振环和形状记忆合金解锁装置的隔振解锁装置设计方案, 而后对其进行了仿真分析。分析结果表明, 该装置的基频满足设计要求, 隔振环的隔振效率达到95%以上。这些结果进一步表明, 所涉及的隔振解锁装置能够满足设计要求, 其刚度较大、减振效率高, 同时也能为航天领域同类产品提供设计参考。

关键词

隔振解锁, 层合阻尼, 隔振环, 记忆合金

Design and Analysis of Vibration Isolation and Unlocking Device for Sky Survey Refrigeration Module

Haitao Luo^{1,2,3}, Fengqun Zhao^{1,2}, Yuxin Li⁴, Changshuai Yu^{2,3}, Haochen Wang^{2,3}

¹School of Mechanical Engineering, Shenyang Ligong University, Shenyang Liaoning

²State Key Laboratory of Robotics, Shenyang Institute of Automation, Chinese Academy of Sciences, Shenyang Liaoning

³Institute of Robotics and Intelligent Manufacturing Innovation, Chinese Academy of Sciences, Shenyang Liaoning

⁴School of Mechanical Engineering and Automation, Northeastern University, Shenyang Liaoning

Email: luohaitao@sia.cn

Abstract

There is a huge difference between the mechanical environment of the spacecraft during the launch phase and the orbiting phase. For the unit modules that need to be damped and isolated, it is also necessary to design an unlocking device to ensure the structural safety during launch. Most of the current researches are conducted solely on vibration isolation devices or unlocking devices, but the two sets of devices are used in conjunction with each other and should not be studied in isolation. In this paper, for a certain sky survey refrigeration module, a design scheme of vibration isolation unlocking device including laminated damping vibration isolation ring and memory alloy unlocking device is proposed, and then the simulation analysis is carried out. The analysis results show that the fundamental frequency of the device meets the design requirements, and the vibration isolation efficiency of the vibration isolation ring reaches more than 95%. These results further show that the vibration isolation unlocking device involved can meet the design requirements, with greater stiffness and high vibration reduction efficiency, and it can also provide design references for similar products in the aerospace field.

Keywords

Vibration Isolation Unlocking, Laminated Damping, Vibration Isolation Ring, Shape Memory Alloy

Copyright © 2020 by author(s) and Hans Publishers Inc.

This work is licensed under the Creative Commons Attribution International License (CC BY 4.0).

<http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>



Open Access

1. 引言

卫星、空间站等空间飞行器均包含有各种类型的振动源，因为空间飞行器上存在有较多的高精度传感器，所以在飞行器的设计之初要做好减振、隔振装置的设计。对于一些包含振动源的飞行器独立模块，在模块与卫星连接处安装隔振装置的方法被广泛应用[1]。但是，隔振装置的基频较低，刚度过小，无法承受发射工况的恶劣力学环境。此时，隔振装置需要配合解锁装置共同使用，在空间飞行器的发射阶段，解锁装置锁紧，承担绝大部分的振动输入，保护隔振器与独立模块的结构安全；在空间飞行器的在轨运行阶段，解锁装置解锁，隔振环连接独立模块与卫星本体，完成对独立模块的减振、隔振工作。

目前，应用于飞行器的隔振装置已有较多的应用。朱曾辉等使用理论与试验的方法对某舰载机柜的钢丝绳隔振器进行正弦振动试验研究[2]。刘世平等基于黏弹性材料在剪切力作用下产生较大阻尼损耗的原理，初步设计了一种星载相机隔振器[3]。关新等为空间相机设计了一种低频隔振系统[4]。Worldview-II 在 CMG 支架与服务舱主承力梁之间安装了全向隔振器[5]。Chandra X-ray 观测器为每个飞轮安装 Stewart 隔振平台[6]。

对于解锁装置，使用较多的机构主要是火工分离装置，但是，火工分离装置在解锁过程中会产生较大冲击[7] [8]。目前，在解锁机构的研究上，一个主要的技术途径是应用形状记忆合金(SMA, Shape Memory Alloys)的记忆效应来实现空间释放功能[9]。SMA 材料(如 Ni-Ti 合金)通过将电能、热能转化为机械能，以位移和力的形式输出，可以产生形状记忆效应和巨大的回复力，因此可以被用作机械驱动元件来研制新型空间压紧释放机构。北京航空航天大学对 SMA 丝的性能进行深入的研究[10]，并结合航天应

用力学、热环境要求,发展了多种型号的 SMA 压紧释放机构,其中四个型号已经完成了在轨飞行验证和多次的航天任务,取得了较大的成果[10][11][12][13]。

本文针对巡天制冷模块的实际工况,研制了包含隔振环和解锁装置的隔振解锁装置。其中,在明确隔振原理的基础上,采用层合阻尼结构设计隔振环,同时以形状记忆合金材料作为制动机构设计了解锁装置。为保证所设计的隔振解锁装置的力学性能,本文对该装置进行仿真分析,确定其可以达到设计指标。

2. 隔振解锁装置设计

隔振解锁装置共分为两个部分,即隔振环和解锁装置。其中隔振环的作用为:在卫星的在轨运行阶段,隔振环安装于制冷模块与卫星之间,对卫星进行隔振,降低制冷模块中制冷机产生的振动影响卫星其他设备的运行。隔振环的设计指标为,在制冷机工频下达到 95%的隔振效率,其中制冷机的工频为 61 Hz。解锁装置主要针对卫星发射过程中恶劣力学环境,保护隔振环及制冷模块的结构安全,其设计指标为基频高于 100 Hz。卫星进入轨道时,解锁装置接收控制信号后解锁,使隔振环进入工作状态。

2.1. 隔振环设计

2.1.1. 隔振理论及研究方法

对于运动减振,其数学模型如下:

$$M\ddot{u}(t) + C\dot{u}(t) + Ku(t) = 0 \tag{1}$$

其中, u 表示设备的位移, M 表示设备的质量, C 表示减振器的阻尼, K 表示减振器的刚度。

其传递率(设备激励力幅值与底座反作用力幅值比)可用下列公式表示:

$$T = \frac{1 + (2\xi\lambda)^2}{\sqrt{\sqrt{(1-\lambda^2)^2 + (2\xi\lambda)^2}}} \tag{2}$$

其中, $\lambda = \frac{\omega}{\omega_n}$, $\omega_n = \sqrt{K/M}$, $\xi = \frac{C}{2M\omega_n}$, ω_n 为系统的固有共振频率, ω 为外界激振力角频率, ξ 为系统的阻尼比。

根据公式(2)可得减振效率为:

$$\eta = 1 - T \tag{3}$$

由于阻尼的量级很小,为简化计算,忽略其值,简化为

$$\eta = \frac{\lambda^2 - 2}{\lambda^2 - 1} \times 100\% \tag{4}$$

若要达到 95%及以上的减振效率,可以求解出 λ 的值: $\lambda \geq 4.58$ 。根据 $\lambda = \frac{\omega}{\omega_n} = \frac{\omega}{2\pi f_n} = \frac{f}{f_n}$, 系统的工频 f 为 61 Hz 可得, $f_n \leq 13.3$ Hz, 即只需设计系统的固有频率小于 13.3 Hz, 即可达到预期减振效果。

上述设计是考虑阻尼比为零的情况,但是真实的系统阻尼比不可能为零。根据设计经验,通过采取隔振器的方式来进行第一类隔振设计(隔力),一般来说,设计完成后系统的阻尼比可达到 0.01~0.03 之间。考虑到实际系统比较复杂,并且留有一定的余量,可以对整个系统的阻尼比取值为 0.05。此时,可以求得 $\lambda \leq 4.82$, 而系统的固有频率 $f_n \leq 12.7$ Hz。

2.1.2. 隔振环设计方案

隔振环为层合阻尼结构,如图 1 所示。其压紧与自由状态下的高度尺寸相差 2.4 mm。压缩的量较小,工作区域呈现良好的线性关系。

隔振环的内外层材料为钛合金,厚度均为 0.3 mm;内部芯层材料是硅橡胶,厚度为 5.0 mm。其中,硅橡胶隔振材料是成熟的应用,在众多型号中有上天经历。它的温度适用范围一般来说可到:−90℃~+90℃,可以长期使用。空间站的辐射剂量可达到:1.5 mGy/d(毫西弗每天),该种橡胶材料能够满足抗辐照要求。此外,硅橡胶的材料力学参数可以根据设计需要进行选择,例如:弹性模量、剪切模量和损耗因子等,可以通过专门的工艺来制造出满足任务需求的橡胶材料。

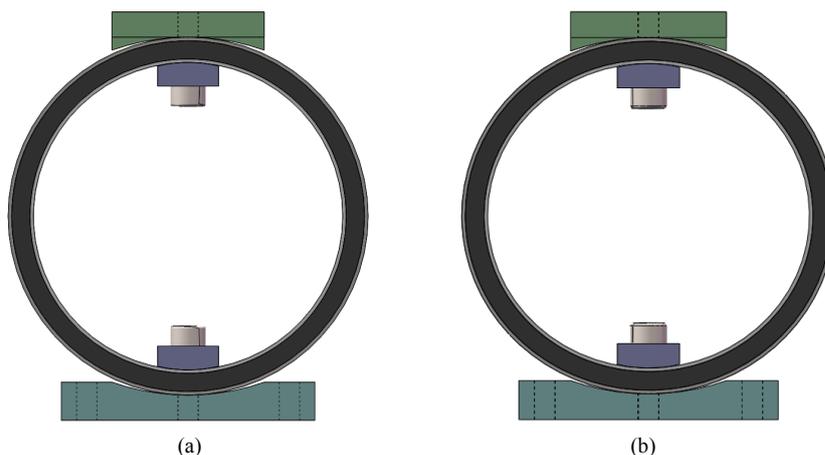


Figure 1. Vibration isolation ring composition. (a) Free state; (b) Locked state
图 1. 隔振环组成。(a) 自由状态; (b) 锁紧状态

2.2. 解锁装置设计

解锁装置组件的详细结构如下:

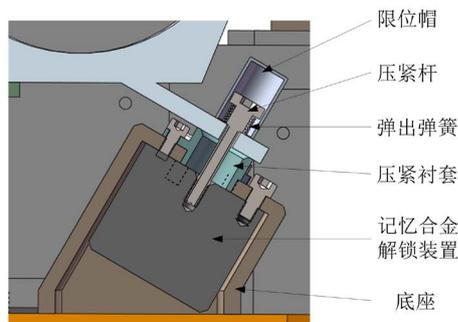


Figure 2. Schematic diagram of the structure of the unlocking device in the compressed state
图 2. 压紧状态下解锁装置结构示意图

在发射过程中使用压紧杆将载荷压紧在底座上,开始工作后,记忆合金解锁装置通电释放压紧杆,压紧杆在弹簧的推动下拔出压紧杆,而后减振环将组件推放到平衡位置,成如图 3 所示的状态。

此时制冷机组底板距离压紧组件的垂直最小距离能够适应微振动所需的减震空间,但是对于设备安装和地面测试精度提出了较高的要求。

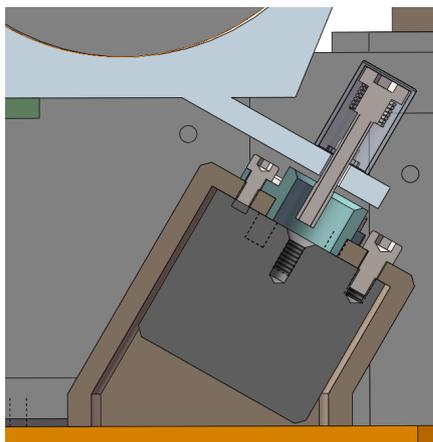
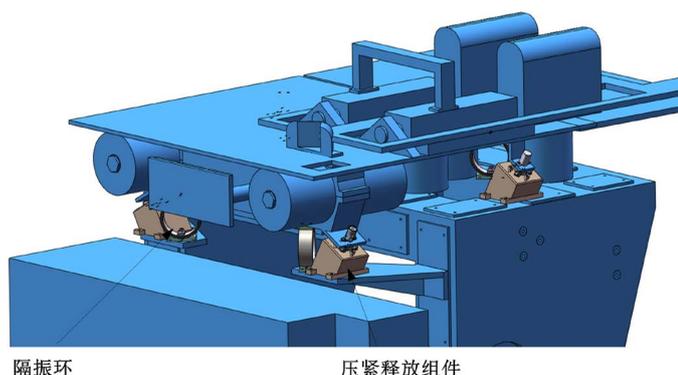


Figure 3. Schematic diagram of the unlocking device structure in the unlocked state
图 3. 解锁状态下解锁装置结构示意图

2.3. 隔振解锁装置系统方案

根据巡天制冷模块和卫星本体的空间位置，采用 4 套隔振解锁装置连接制冷模块与卫星，其结构如下图所示 4 所示：



隔振环

压紧释放组件

Figure 4. Vibration isolation unlocking device system scheme
图 4. 隔振解锁装置系统方案

3. 隔振解锁装置的仿真分析

针对本次设计而言，其主要关心的是发射阶段解锁装置是否有足够的刚度、在轨运行阶段隔振环能否达到 95%减振效率的设计指标。所以本次分析包括对隔振环和解锁装置的模态分析以及对隔振环的减振效果分析。

3.1. 模态分析

3.1.1. 解锁装置解锁下制冷模块模态分析

在对隔振环进行模态分析时，约束位置在 4 个隔振环基座上，分析结果如表 1 所示。

其前三阶模态振型如图 5 所示。

通过上述模态分析，可以得到整个系统的前六阶模态频率(由隔振环引起的整体振型)均小于 12.7 Hz，并且一阶基频为 5.81 Hz，满足隔振效率设计大于 95%的频率比。

Table 1. Modal analysis results of the refrigeration module after installing the damping ring
表 1. 安装减振环后的制冷模块的模态分析结果

| 模态阶数 | 1 阶 | 2 阶 | 3 阶 | 4 阶 | 5 阶 | 6 阶 |
|------|------|------|------|------|------|------|
| 模态频率 | 5.81 | 7.07 | 7.47 | 8.83 | 9.21 | 12.6 |

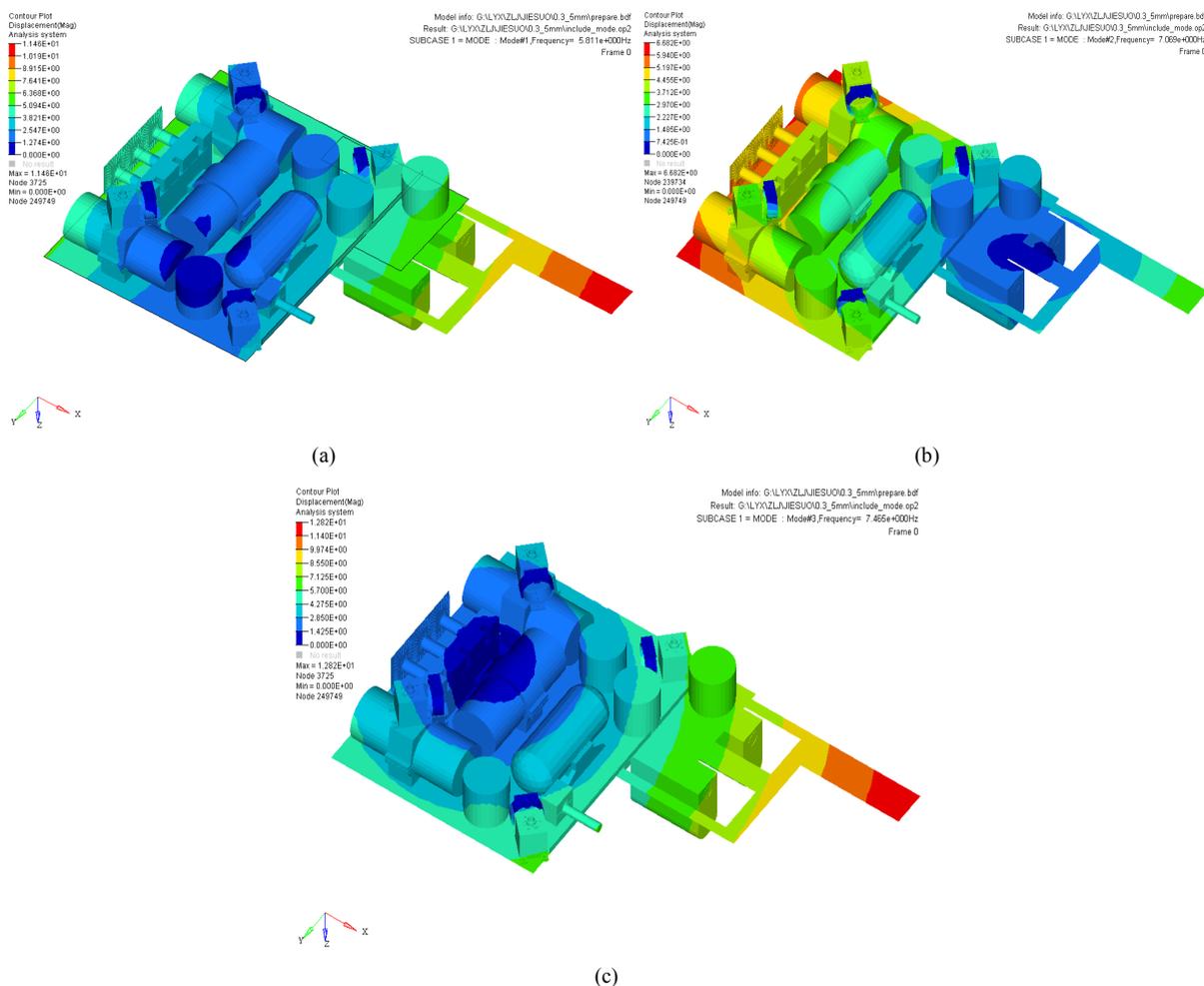


Figure 5. The first three-order modal array of the refrigeration module after installing the damping ring. (a) First-order mode; (b) Second-order mode; (c) Third-order mode

图 5. 安装减振环后的制冷模块前三阶模态阵型。(a) 一阶模态；(b) 二阶模态；(c) 三阶模态

3.1.2. 解锁装置锁紧下制冷模块模态分析

在对隔振装置进行模态分析时，约束位置在 4 个隔振环基座和解锁装置基座上，分析结果如表 2 所示。

Table 2. Modal analysis results of the refrigeration module with the unlocking device locked
表 2. 解锁装置锁紧下制冷模块的模态分析结果

| 模态阶数 | 1 阶 | 2 阶 | 3 阶 | 4 阶 | 5 阶 | 6 阶 |
|------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| 模态频率 | 105.9 | 121.1 | 155.6 | 167.1 | 171.0 | 192.2 |

其前三阶模态振型如下图 6 所示:

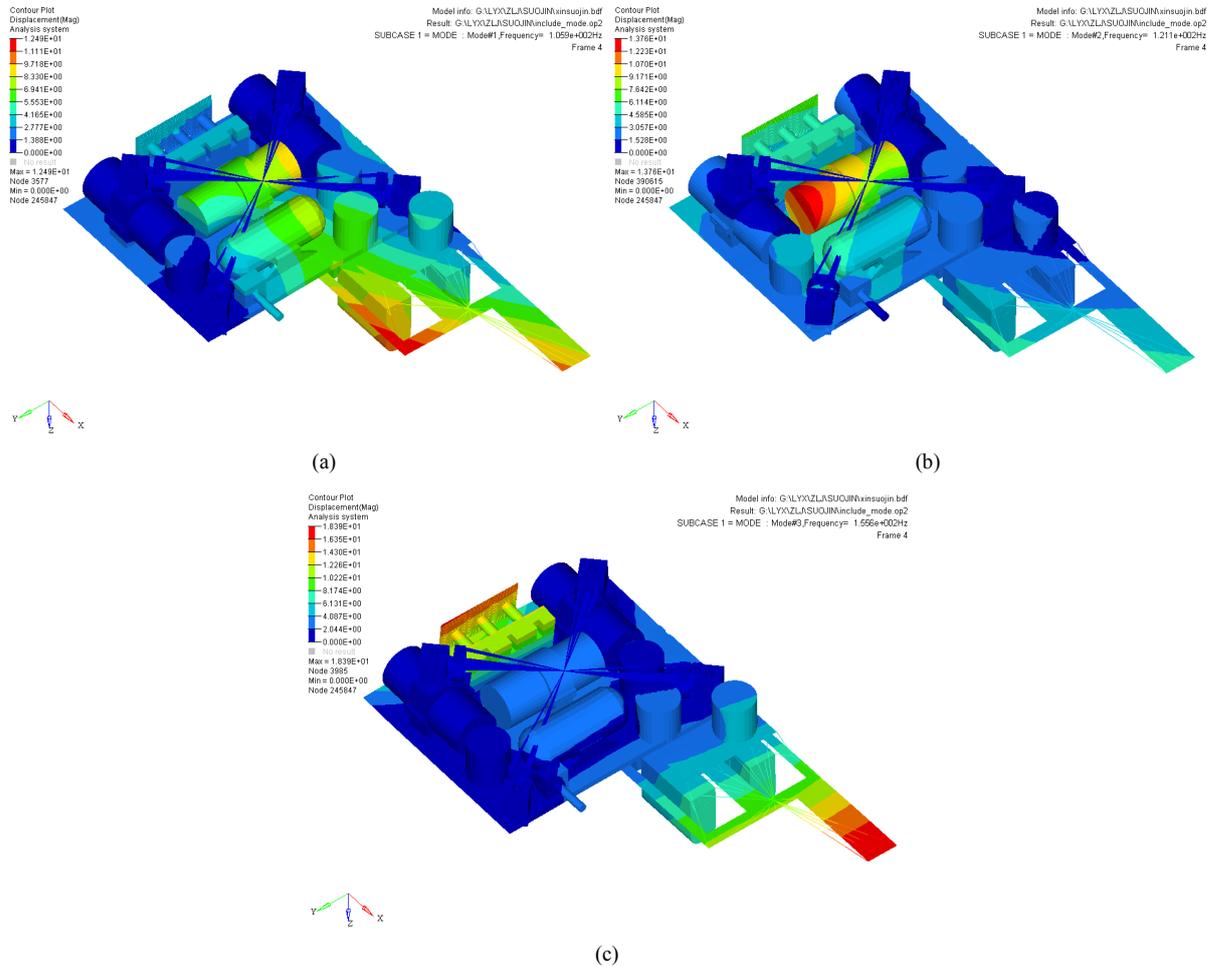


Figure 6. The first three-order modal formation of the refrigeration module locked by the unlocking device. (a) First-order mode; (b) Second-order mode; (c) Third-order mode

图 6. 解锁装置锁紧下的制冷模块前三阶模态阵型。(a) 一阶模态; (b) 二阶模态; (c) 三阶模态

通过模态振型发现, 结构基频为 105.9 Hz, 满足在发射工况下结构基频大于 100 Hz 的要求。

3.2. 隔振环减振效果分析

以实际测得的制冷机力谱作为仿真分析输入条件, 分别在制冷机形心节点处输入力激励模拟制冷机工作状态。

如图 7 所示为截取的制冷机 X、Y、Z 激励力幅值曲线。选择 5~200 Hz 的激励范围, 评估减隔振环的减振效果。

选择 4 个隔振环的公共约束位置作为输出位置输出支反力, 得到整个系统约束位置的三个方向 XYZ 以及总体的输出激励力的幅频曲线, 如图 8 所示。

从图 8 可以发现: 在制冷机工频下, 系统的 X 向支反力为 0.084 N, Y 向支反力为 0.166 N, Z 向支反力为 0.073 N, 总合成力为 0.199 N, 其隔振效率分别为 98.56%、98.21%、97.55%、98.25%, 均满足于隔振效率大于 95%的设计指标。

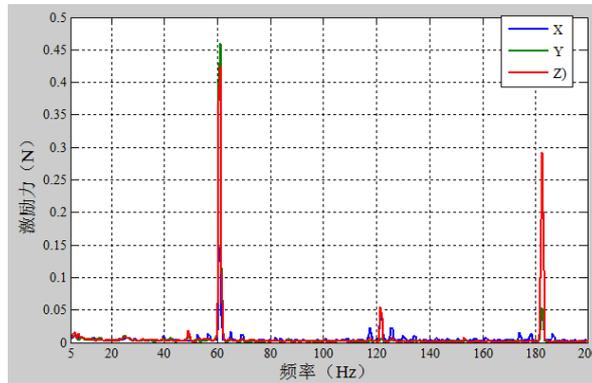


Figure 7. Translational excitation force amplitude curve
图 7. 平动激励力幅值曲线

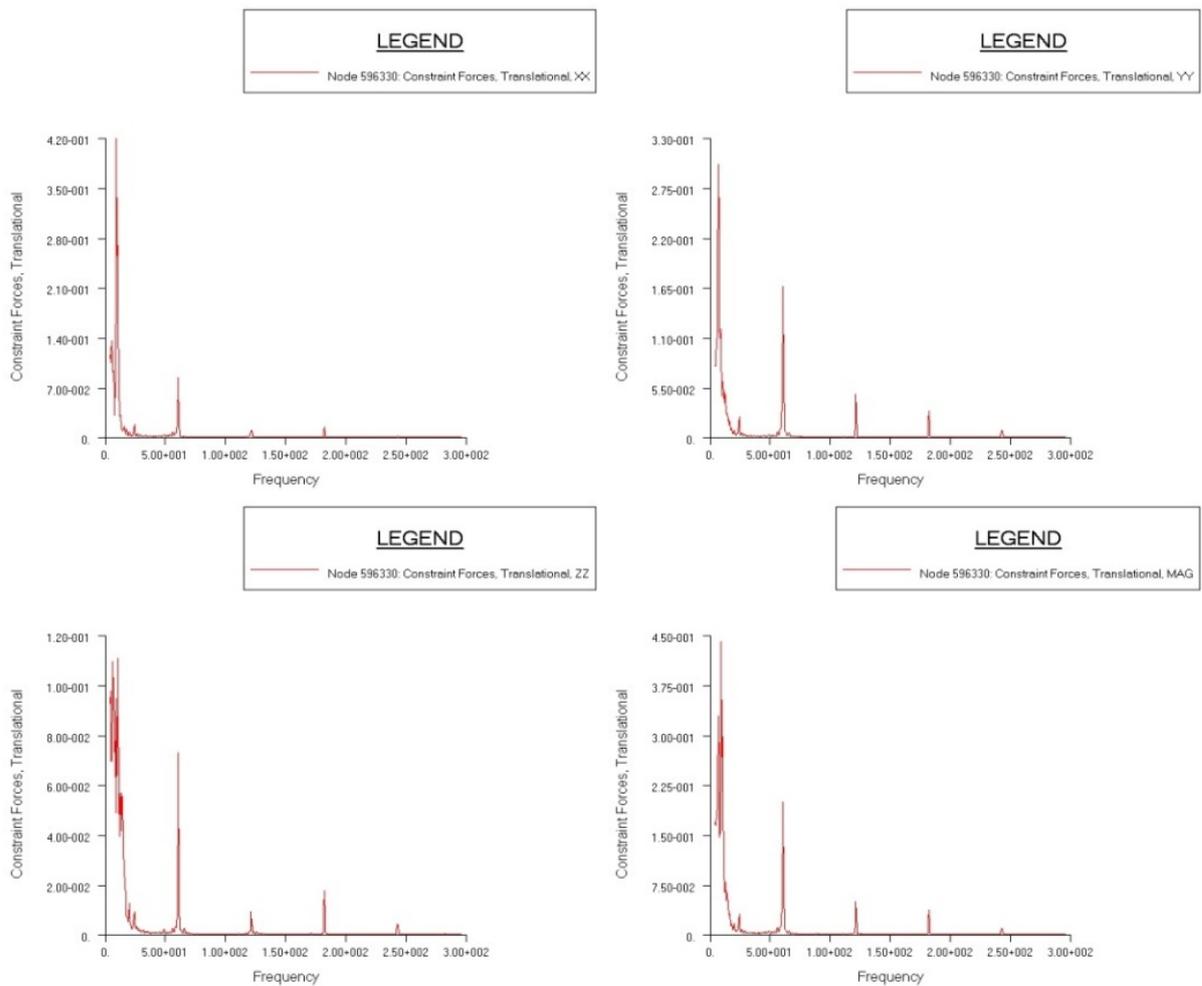


Figure 8. The output curve of the reaction force at the common restraint position of the vibration isolation ring
图 8. 隔振环公共约束位置支反力输出曲线

4. 结论

1) 本文根据某卫星巡天制冷模块的减振要求，设计了一款隔振解锁装置。该装置包含隔振环和解锁

装置两部分。在分析隔振环隔振理论的基础上, 设计了层合阻尼结构的隔振环; 使用形状记忆合金作为驱动结构设计了解锁装置。

2) 为保证所的隔振解锁装置能达到设计目标, 对隔振环和解锁装置进行模态分析以及对隔振环进行减振效果分析。分析结果表明, 所设计的隔振解锁装置在发射工况下具有足够的刚度, 在在轨运行工况下有良好的减振效果。

3) 本文在对隔振解锁装置设计的过程中未进行优化设计, 实际的力学性能可以满足设计要求, 但有可能并非最优解。后续考虑进行二次优化设计, 以保证该装置的力学性能达到更为完善的目标。

基金项目

本文承担以下基金项目的资助: 国家自然科学基金资助项目(51975567); 辽宁省“兴辽英才计划”项目(XLYC1907152); 省博士科研启动基金计划项目(2020-BS-027); 中国科学院空间科学战略性先导科技专项资助(XDA1502030505); 机器人学国家重点实验室自主基金资助项目(2020-Z06; 2020-Z07)。

参考文献

- [1] 杨睿, 王栋, 谷松, 等. 高分辨小卫星飞轮微振动橡胶隔振器的设计[J]. 机械设计与制造, 2020(10): 25-30.
- [2] 朱曾辉, 李舒, 宋骏琛, 等. 舰载机柜钢丝绳隔振器试验研究[J]. 电子机械工程, 2019, 35(5): 25-28.
- [3] 刘世平, 熊琦, 李世其, 等. 星载相机隔振器的结构优化和隔振性能分析[J]. 中国机械工程, 2017, 28(13): 1523-1527+1534.
- [4] 关新, 王光远, 梁鲁, 等. 空间相机低频隔振系统及试验验证[J]. 航天返回与遥感, 2011, 32(6): 53-61.
- [5] Davis, L.P., Wilson, J.F. and Jewell, R.E. (1986) Hubble Space Telescope Reaction Wheel Assembly Vibration System. NASA Marshall Space Flight Center, George C, USA.
- [6] Bronowicki, A.J. Forensic Investigation of Reaction Wheel Nutation on Isolator.
- [7] 胡照. 火工品制造工艺的发展[J]. 硅谷, 2010(6): 127.
- [8] 蔡逢春, 孟宪红. 用于连接与分离的非火工装置[J]. 航天返回与遥感, 2005(4): 50-55.
- [9] 陈烈民. 航天器结构与机构[M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2005.
- [10] Yan, X., Huang, D., Zhang, X., *et al.* (2015) A One-Stage, High-Load Capacity Separation Actuator Using Anti-Friction Rollers and Redundant Shape Memory Alloy Wires. *The Review of Scientific Instruments*, **86**, Article ID: 125005. <https://doi.org/10.1063/1.4938178>
- [11] Qin, X., Yan, X., Zhang, X., *et al.* (2016) Detailed Design of an SMA-Actuated Self-Locking Device for Rotary Feed Structure. *Smart Materials and Structures*, **25**. <https://doi.org/10.1088/0964-1726/25/3/035032>
- [12] Zhang, X., Yan, X., Zhang, S., *et al.* (2014) Development of a Novel Shape Memory Alloy-Actuated Resettable Locking Device for Magnetic Bearing Reaction Wheel. *The Review of Scientific Instruments*, **85**, Article ID: 015006. <https://doi.org/10.1063/1.4863340>
- [13] Zhang, X., Yan, X. and Yang, Q. (2014) Design and Experimental Validation of Compact, Quick-Response Shape Memory Alloy Separation Device. *Journal of Mechanical Design*, **136**. <https://doi.org/10.1115/1.4025795>