

复杂环境下大型挠性航天器的振动抑制与能量采集

王北超, 张宇航, 倪智宇, 方 勃

沈阳航空航天大学航空宇航学院, 辽宁 沈阳

Email: nizhiyu@sau.edu.cn

收稿日期: 2021年1月6日; 录用日期: 2021年2月25日; 发布日期: 2021年3月3日

摘 要

该研究提出使用非线性能量阱(Nonlinear Energy Sink, NES)对复杂环境下的大型挠性航天器进行振动抑制, 并利用超磁致材料(Giant Magnetostrictive Materials, GMM)采集NES耗散的振动能, 达到节约能源的效果。考虑太阳光压和热冲击的影响, 建立Hamilton体系下大型挠性航天器的在轨动力学模型。根据Newton动力学定律得到NES的振动抑制方程, 引入Jiles-Atherton模型求得GMM的能量采集表达式。将NES-GMM耦合于航天器的两自由端, 利用Galerkin法对整体结构进行离散化, 采用Runge-Kutta法进行数值仿真。结果表明NES对航天器的振动抑制效果十分显著, 同时GMM能够采集NES耗散的部分振动能, 因此该方案是完全可行的, 此外适当调整NES和GMM的结构参数还可以提高工作性能。该研究为振动控制与能量采集技术在航天领域的应用提供了新的思路。

关键词

大型挠性航天器, 非线性能量阱, 振动抑制, 超磁致能量采集

Vibration Suppression and Energy Harvesting of Large Flexible Spacecraft under Complex Environments

Beichao Wang, Yuhang Zhang, Zhiyu Ni, Bo Fang

College of Aerospace Engineering, Shenyang Aerospace University, Shenyang Liaoning

Email: nizhiyu@sau.edu.cn

Received: Jan. 6th, 2021; accepted: Feb. 25th, 2021; published: Mar. 3rd, 2021

文章引用: 王北超, 张宇航, 倪智宇, 方勃. 复杂环境下大型挠性航天器的振动抑制与能量采集[J]. 国际航空航天科学, 2021, 9(1): 8-21. DOI: 10.12677/jast.2021.91002

Abstract

This study proposed Nonlinear Energy Sink (NES) for the vibration suppression of large flexible spacecraft in complex environments, and Giant Magnetostrictive Materials (GMM) for harvesting the vibrational energy dissipated by NES to reach the effect of energy saving. Considering the influence of sunlight pressure and thermal shock, the in-orbit dynamic model of large flexible spacecraft was established in the Hamilton system. The NES equations of vibration suppression were obtained according to Newton's dynamic laws, and introducing Jiles-Atherton model deduced the GMM expressions of energy harvesting. NES-GMMs were coupled to the both free ends of spacecraft, which was discretized by Galerkin method, and Runge-Kutta method was used for numerical simulations. The results demonstrated that the effect of NES on the vibration suppression of spacecraft is greatly significant. Meanwhile, GMM can harvest parts of the energy dissipated by NES. Therefore, the proposed method is completely feasible. Moreover, properly adjusting the structural parameters of NES and GMM can also improve the working performance. This study provides a new idea for the application of the technologies of vibration control and energy harvesting in the aerospace field.

Keywords

Large Flexible Spacecraft, Nonlinear Energy Sink, Vibration Suppression, Giant Magnetostrictive Energy Harvesting

Copyright © 2021 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

近年来随着航天事业的飞速发展, 各类航天器所承担的任务也越来越复杂, 故需要航天器具有更强的功能性, 比如空间太阳能电站需要提供更多的能源, 完成更高效的发电; 空间机器人需要具备更大的活动范围和更灵活的工作方式等, 这些需求都促使航天器向大型化发展[1] [2]。此外为降低发射成本, 提高工作效率, 低刚度材料逐渐用于大型航天器的设计与制造, 因此大型挠性结构在航天领域中得到了非常广泛的应用。

然而大型挠性航天器在轨运行时会受到各种空间干扰的作用, 如太阳光压力矩、热冲击、重力梯度力矩等, 由于自身大尺寸、高柔度的特性, 航天器的内部结构极易产生剧烈振动, 因此很多学者针对航天器的结构振动问题展开研究。Malla 讨论了航天器简化模型的不同方案, 并进行了相应的动力学分析, 研究结果发现在大姿态角的条件下, 姿态运动和结构振动会对航天器的动力学行为产生很大影响[3]。李学府建立了绳系空间太阳能电站的动力学模型, 研究了太阳能电站的非线性动力学行为, 利用数值仿真得到其动力学响应, 结果表明横向振动对太阳能电站的影响远大于轴向振动[4]。McNally 进一步研究了柔性哑铃模型的热环境-结构振动耦合动力学问题, 仿真结果表明热环境的变化和温度场的非均匀分布能够导致结构的弯曲变形, 同时也会影响自身的姿态运动[5]。

大型挠性航天器的结构振动会使系统产生极大的不稳定性, 严重影响正常的在轨运行, 因此对航天器进行高效的振动控制是十分必要的, 这引发了许多学者的研究与讨论。Sabatini 将基于绳索的太阳能电站的功率传输面板简化为欧拉梁, 使用推进器和压电装置对太阳能电池板进行振动控制, 数值仿真验证

了该方案的可行性, 并发现面板刚度会对控制效果产生影响[6]。张天丽提出了一种基于超磁致伸缩致动器的位移定位与控制系统, 并对该系统的动力学模型及控制方法进行了描述, 结果表明阶跃响应下的超磁致伸缩致动器具有良好的位移定位和控制性能[7]。然而以上两种控制器都需要大量的外部能源作为输入, 且控制效果均有待提高。陈阳在不改变航天器现有结构的条件下, 设计了新型圆盘隔振器来实现整星隔振, 结果表明该隔振器用于航天器的振动抑制是可行的, 此外航天器-隔振器系统的振动传递率和阻尼比会影响其抑制性能[8]。

伴随着整星隔振技术的迅速发展, 非线性能量阱(Nonlinear Energy Sink, NES)应运而生, NES 由粘弹性阻尼、质量块和非线性刚度弹簧组成, 设计良好的 NES 可以提供强大的振动抑制能力, 其耗散的能量也可被回收和再利用[9]。孔宪仁研究了 NES 的能量靶向传递现象, 利用复平均法求解出系统能量与各参数的近似关系, 给出了 NES 具备抑制能力时线性阻尼的有效范围, 数值仿真实验验证了上述结果[10]。臧健开始将 NES 应用到整星系统中, 通过 Runge-Kutta 法分析了 NES 对系统响应的抑制效果, 结果表明 NES 能够实现对整星系统的振动抑制[11], 然而将 NES 用于大型挠性航天器的振动抑制还有待研究。与此同时, 超磁致材料(Giant Magnetostrictive Materials, GMM)凭借能量密度高、响应快和寿命长的优势, 可显著提高振动能的采集效率。贾振元考虑了 GMM 的非线性问题, 建立了基于磁感应强度的 GMM 动力学模型, 并进行了仿真分析, 结果表明增大磁感应强度可提高 GMM 的能量采集效率[12]。孟爱华设计了一种柱棒式 GMM 振动能量采集器, 对 GMM 的物理特性进行分析, 完成了 GMM 装置的建模、仿真和实验, 结果说明了该装置具有良好的能量采集性能[13]。然而 GMM 在航天领域的应用仍处于起步阶段, 需要进一步研究和讨论。

针对上述问题, 本文提出一种将 NES 与 GMM 同时用于大型挠性航天器的新方案。在太阳光压和热冲击作用下, 建立由大型挠性航天器和 NES-GMM 组成的振动抑制与能量采集系统。数值仿真实验验证了该方案的可行性, 还分别研究了 NES 和 GMM 的结构参数对自身工作性能的影响。该方案既保证了航天器在复杂环境中的稳定运行, 又实现了能源的节约, 为提高振动抑制与能量采集效率也提供了一些参考。

2. 大型挠性航天器在轨动力学建模

基于 Hamilton 原理, 对复杂空间环境下的大型挠性航天器进行在轨动力学建模, 首先做出如下假设:

- (1) 在本文中, 地球被视为一个理想球体。
- (2) 航天器以特定的轨道绕地球运行。
- (3) 航天器的长度远大于厚度。
- (4) 忽略航天器的扭转和剪切变形。

因此, 可以将航天器简化为两端自由、只进行轴向运动的 Euler-Bernoulli 梁平面模型。结合小变形假设, 只考虑航天器垂直于正表面方向的振动[14]。取航天器几何中心的运动作为整体的轨道运动, 图 1 给出了大型挠性航天器的在轨运行简图。其中, O_e 代表地心; $O_e x_0 y_0$, $O_e x_e y_e$ 分别代表轨道和惯性坐标系; R_1 为轨道半径; φ 为航天器的面上姿态角; θ 为轨道倾角; F 代表航天器所受的空间干扰合力; 航天器位于 xy 平面内, 其几何中心 O 作为浮动坐标系的原点, x 轴与 y 轴分别沿航天器的切线和法线方向。在浮动坐标系上航天器发生弯曲变形, ρ_p 代表航天器变形前 P 点相对于 O 点的位置矢量 OP ; w_p 代表航天器变形前后 P 点的横向变形矢量。因此, P 点相对于地心 O_e 的位置矢量 r_p 可以表示为:

$$r_p = A_e^o R_1 + A_e^o A_o^a (\rho_p + w_p) \quad (1)$$

式中, A_e^o 表示轨道坐标系到惯性坐标系的变换矩阵, 而 A_o^a 表示浮动坐标系到轨道坐标系的变换矩阵, 二者可以由式(2)分别表示:

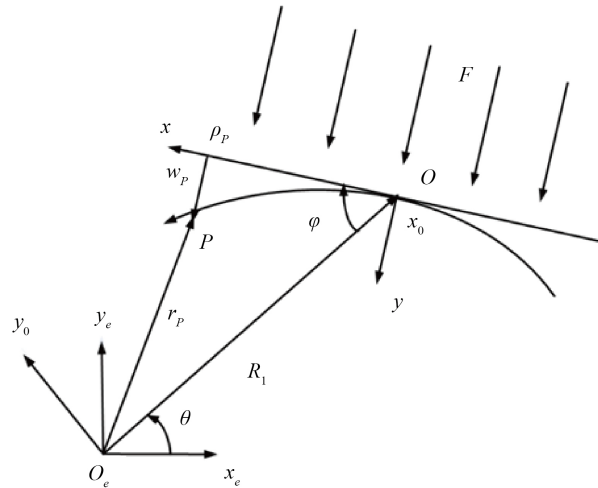


Figure 1. Schematic diagram of large flexible spacecraft in orbit

图 1. 大型挠性航天器在轨运行简图

$$A_e^o = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix}, A_o^a = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \varphi & -\sin \varphi \\ 0 & \sin \varphi & \cos \varphi \end{bmatrix} \quad (2)$$

随后，开始计算航天器在轨运行时产生的动能和势能。设航天器上 P 点的线密度为 m_p ，则 P 点的动能可以表示为：

$$T_p = \frac{1}{2} m_p \frac{dr_p^T}{dt} \cdot \frac{dr_p}{dt} \quad (3)$$

对式(3)关于时间进行积分，可以得到航天器整体的动能表达式为：

$$T = \frac{1}{2} \int \left\{ \left(\frac{\partial w}{\partial t} \right)^2 + (\omega_0 R_1)^2 + (w^2 + x^2) \left(\omega_0 + \frac{d\varphi}{dt} \right)^2 + 2\omega_0 R_1 \frac{\partial w}{\partial t} \cos \varphi + \left[2\omega_0 R_1 (x \cos \varphi - w \sin \varphi) + 2x \frac{\partial w}{\partial t} \right] \left(\omega_0 + \frac{d\varphi}{dt} \right) \right\} dm_1 \quad (4)$$

式中， m_1 代表航天器质量。航天器的总势能由应变能和重力势能两部分组成。其中，航天器的应变能只包括弯曲变形能，且由于航天器低轨运行，其重力可近似等于万有引力。二者表达式分别为：

$$U_d = \frac{1}{2} \int EI \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \right)^2 dx, U_g = - \int \frac{\mu}{r} dm_1 \quad (5)$$

式中， μ 为地球引力常数， $\mu = Gm_1$ ， G 为万有引力常量， $G = 6.67 \times 10^{-11} \text{ N} \cdot \text{m}^2/\text{kg}^2$ ； r 为航天器上某一点到地心 O_e 的距离，其表达式为：

$$r = \sqrt{R_1^2 + x^2 + w^2 + 2xR_1 \cos \varphi - 2wR_1 \sin \varphi} \quad (6)$$

在空间环境中，太阳光压和热冲击会对航天器的在轨运行产生极大影响。太阳光压是由太阳辐射与航天器表面的相互作用产生的一种空间摄动力，当航天器运动到阴影区域时，太阳光压将会消失。施加在航天器正表面的太阳光压及力矩可分别表示为：

$$\mathbf{F}_s = \oint_A d\mathbf{f}_s, \quad \mathbf{T}_s = \oint_A \mathbf{r}_s \times d\mathbf{f}_s \quad (7)$$

式中, $d\mathbf{f}_s$ 表示作用在航天器表面面元 dA 上的太阳光压, 其表达式为[15]:

$$d\mathbf{f}_s = \left(\frac{2}{3} C_{rd} + 2C_{rs} \cos \beta \right) \mathbf{n} \rho_s dA + p_1 H (\cos \beta) \cos \beta (a_s + C_{rd}) \mathbf{r}_s \quad (8)$$

式中, p_1 为太阳辐射常数; \mathbf{n} 为面元 dA 的法向量; a_s 为太阳光的吸收率, 则反射率 $\rho_s = 1 - a_s$; C_{rd} 为漫反射比, 设 K_s 为漫反射系数, 则有 $C_{rd} = K_s \rho_s$; C_{rs} 为镜面反射比, $C_{rs} = (1 - K_s) \rho_s$; β 为太阳光的入射角, $\beta = 0$ 为太阳光压的最大值点。故结合式(7)~(8), 太阳光压对航天器做的功可由下式计算:

$$W_s = \int_0^\pi T_s d\varphi, \quad \beta = 0 \quad (9)$$

此外, 航天器从阴影区运行至光照区时, 会突然受到强高温作用, 即热冲击现象。已知航天器的长厚比极大, 故其正表面的温度场可视为仅关于 y 坐标的函数。在受热均匀的条件下, 航天器的传热过程只发生在沿 y 轴方向。设航天器正表面的材料参数与温度无关, 由 Fourier 定律可得到温度场的动态方程为[16]:

$$k_t \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} + \delta q_t = \rho c_t \frac{\partial T}{\partial t} \quad (10)$$

式中, k_t 、 ρ 和 c_t 分别代表航天器的导热系数、面密度与比热容; q_t 为热冲击载荷, δ 为 q_t 的相对参数, 当热冲击作用于航天器的正表面时, $\delta = 1$ 。下面引入热力学第一定律[17]:

$$Q = c_t m_1 \Delta T = \alpha_t S H_t t \quad (11)$$

式中, ΔT 为航天器受到热冲击前后的温度差; α_t 为航天器正表面的热吸收率; H_t 为太阳辐射热流。假定航天器不与外界环境发生热交换, 则热冲击对航天器做的功可由下式计算:

$$W_t = \int_0^L \int_0^h E \alpha_t \alpha_e \frac{S H_t}{c_t m_1} y dy \frac{\partial y}{\partial x} dx \quad (12)$$

式中, h 、 E 和 α_e 分别表示航天器的厚度、弹性模量与热膨胀系数。已知航天器的总动能、势能与合外力功, 故引入 Hamilton 方程:

$$\int_{t_1}^{t_2} (\delta T - \delta U + \delta W) dt = 0 \quad (13)$$

因此将式(4)、(5)、(9)和(12)代入式(13), 经整合可得到大型挠性航天器的在轨动力学方程组, 如下所示:

$$\int \left[\frac{d^2 \varphi}{dt^2} (x^2 + w^2) + 2w \left(\omega_0 + \frac{d\varphi}{dt} \right) \frac{\partial w}{\partial t} + (W_s + W_t) + \left(\omega_0^2 - \frac{\mu}{r^3} \right) R_1 (x \sin \varphi + w \cos \varphi) + x \frac{\partial^2 w}{\partial t^2} \right] dx = 0 \quad (14)$$

$$\frac{\partial^2 w}{\partial t^2} + \left[\frac{\mu}{r^3} - \left(\omega_0 + \frac{d\varphi}{dt} \right)^2 \right] w + x \frac{d^2 \varphi}{dt^2} + (W_s + W_t) + \frac{EI}{\rho A} \cdot \frac{\partial^4 w}{\partial t^4} + \left(\omega_0^2 - \frac{\mu}{r^3} \right) R_1 \sin \varphi = 0 \quad (15)$$

式(14)中, 第 1、2 项代表航天器的姿态运动与结构振动的耦合项; 第 4 项中的 $-\mu/r^3$ 为重力梯度项; 第 5 项为振动加速度项。而式(15)中, 第 2 项表示航天器的重力梯度与姿态-振动的耦合项; 第 3 项表示姿态角的加速度项; 第 5 项中的 $EI/\rho A$ 表示航天器正表面的弯曲强度。

3. NES 振动抑制与 GMM 能量采集

随着振动控制技术的不断创新, 出现一类由弹簧、阻尼与小型质量块组成的振动抑制装置, 根据弹簧的线性和非线性, 装置可分为两类: 线性吸振器和 NES, 相比于线性吸振器, NES 具有工作效率高、吸振频带宽和鲁棒性强等优势, 故可将 NES 用于航天器的振动抑制, NES 的结构如图 2 所示。

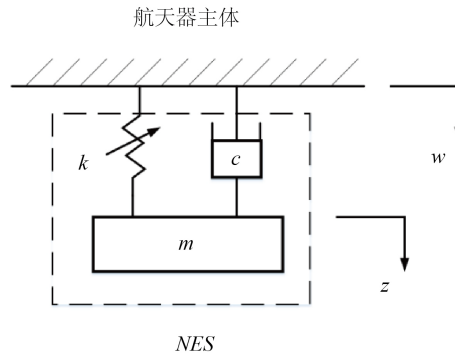


Figure 2. Diagram of NES structure
图 2. NES 结构示意图

其中, m 代表 NES 的质量; c 代表 NES 的阻尼; k 代表 NES 的非线性弹簧刚度。根据 Newton 第二定律, NES 的动力学方程如下:

$$m\ddot{z} + c(\dot{z} - \dot{w}) + k(z - w)^3 = 0 \quad (16)$$

根据 Newton 第三定律, 可分别得到 NES 对航天器的控制力及做功表达式:

$$F_{NES} = c(\dot{w} - \dot{z}) + k(w - z)^3, \quad W_{NES} = \int_0^L F_{NES} w dx \quad (17)$$

对于线性吸振器, 控制系统整体能量表达式为:

$$E_{lin} = \frac{\dot{w}^2}{2} + \varepsilon \frac{\dot{z}^2}{2} + \frac{w^2}{2} + k_L \frac{(w - z)^2}{2} \quad (18)$$

式中, ε 为系统参数, $0 < \varepsilon < 1$; k_L 表示线性弹簧的刚度。相比于线性吸振器, NES 具有更良好的吸振机理—靶向能量传递(Targeted Energy Transfer, TET): 当 NES 耦合至航天器主体时, 系统产生的振动能传递给 NES。随着振动能不断被 NES 耗散, 整个振动系统进入共振状态。直到某一时刻, 能量传递结束, NES 可耗散系统中的大部分能量。基于线性控制系统(18), 航天器-NES 系统的整体能量可以表示为:

$$E_{NES} = \frac{\dot{w}^2}{2} + \varepsilon \frac{\dot{z}^2}{2} + \frac{w^2}{2} + \varepsilon k \frac{(w - z)^4}{4} \quad (19)$$

此外, 得益于 TET 机理, NES 耗散的振动能也可以进行回收和再利用。因此, 本文引入 GMM 能量采集技术, 在 NES 进行振动抑制的同时, 采集其耗散的部分振动能, 最终达到节约能源的效果。图 3 给出了 GMM 能量采集装置的截面图。

图中, 阴影区域代表附有感应线圈的 GMM 棒; F_{GMM} 、 F_0 分别表示 GMM 棒所受的压力和装置内部产生的预紧力。基于 Villari 效应[18], 可得 GMM 的本构方程如下:

$$\varepsilon = \frac{\sigma}{E_1} + \lambda \quad (20)$$

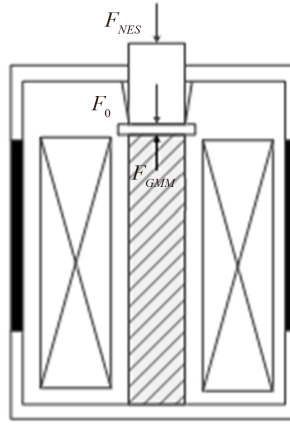


Figure 3. Sectional diagram of GMM energy harvester

图 3. GMM 能量采集装置截面图

$$B = d_{33}\sigma + \mu_0 H \quad (21)$$

式中， ε 、 σ 和 E_1 分别代表 GMM 棒的应变、压应力和弹性模量； B 、 d_{33} 和 μ_0 分别为 GMM 棒的磁场强度、压磁系数和磁导率； H 、 λ 分别为 GMM 的外加偏置磁场和磁致伸缩系数，其中 λ 的表达式为：

$$\lambda = \frac{3}{2} \frac{\lambda_s}{M_s} M^2 \quad (22)$$

式中， λ_s 、 M_s 和 M 分别表示 GMM 的饱和磁致伸缩系数、饱和磁化强度和总磁化强度。由应变的定义可知：

$$\frac{\sigma}{E_1} + \frac{3}{2} \frac{\lambda_s}{M_s} M^2 = \frac{z - u + \Delta}{l_{GMM}} \quad (23)$$

式中， l_{GMM} 、 u 和 Δ 分别为 GMM 棒的长度、初始位移和预应力 σ_0 引起的位移。下面给出 Jiles-Atherton 模型的表达式：

$$H = H_e - \alpha_1 M \quad (24)$$

$$M_{an} = M_s \left[\coth\left(\frac{H_e}{a}\right) - \frac{a}{H_e} \right] \quad (25)$$

$$\frac{dM_{irr}}{dH} = \frac{M_{an} - M_{irr}}{k_1 \delta - \alpha_1 (M_{an} - M_{irr})} \quad (26)$$

$$M_{rev} = c_1 (M_{an} - M_{irr}) \quad (27)$$

$$M = M_{rev} + M_{irr} \quad (28)$$

式中， H_e 、 M_{an} 和 α_1 分别表示 GMM 的有效磁场强度、无磁滞磁化强度和畴壁作用系数； a 、 M_{irr} 和 k_1 分别为无磁滞形状系数、不可逆磁化强度与不可逆损耗系数； M_{rev} 、 c_1 和 δ 分别为可逆磁化强度、比例系数和符号函数，其中 $\delta = \text{sign}(dH/dt)$ 。引入机电耦合模型 [19]， σ 与 M 的关系式为：

$$\frac{dM}{d\sigma} = (1 - c_1) \frac{\sigma}{E_1 \kappa} (M_{an} - M_{irr}) + c_1 \frac{dM_{an}}{d\sigma} \quad (29)$$

式中， κ 代表 GMM 棒的能量耦合系数。在进行振动控制之前，GMM 内部无预应力和磁场，因此设初

始条件为 $\sigma = 0$ 、 $M = 0$ ，则有：

$$M = \frac{M_s H_0 - H_0 M_s e^{\frac{\sigma^2 (M_s \alpha_1 - 3a)}{2E_1 \kappa (3a - cM_s \alpha_1)}}}{3a - M_s \alpha_1} \quad (30)$$

结合式(23)，根据 Faraday 电磁感应定律可知，磁通量的变化能够产生感应电动势，故 GMM 装置产生的感应电动势及功率为：

$$U_1(t) = N_1 A_1 \left(d_{33} \frac{d\sigma}{dt} + \mu_0 \frac{dM}{d\sigma} \frac{d\sigma}{dt} \right), \quad P(t) = \frac{U_1^2(t)}{R} \quad (31)$$

式中， N_1 、 A_1 和 R 分别为 GMM 装置的感应线圈匝数、横截面积和外接电阻。将 NES-GMM 耦合到大型挠性航天器的两个自由端，如图 4 所示。

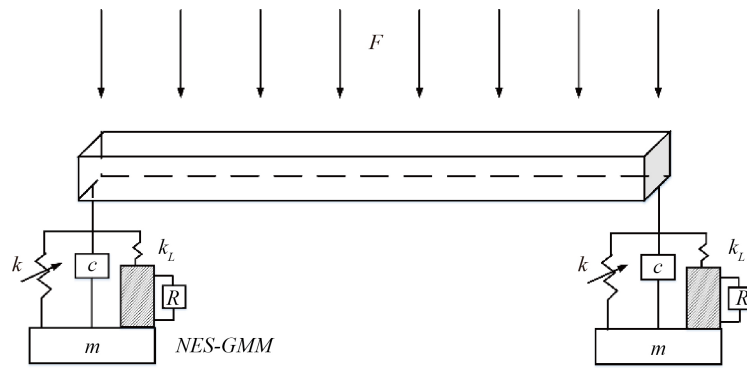


Figure 4. Schematic diagram of large flexible spacecraft in orbit
图 4. 大型挠性航天器-NES-GMM 示意图

假设用 σ_0 、 d_{GMM} 分别代表 GMM 棒所受的预应力与棒体直径，则 NES 的控制方程为：

$$m\ddot{z} + c(\dot{z} - \dot{w}) + k(z - w)^3 + F_{NES} = 0 \quad (32)$$

$$F_{NES} = F_{GMM} - F_0 = (\sigma - \sigma_0) \frac{\pi d_{GMM}^2}{4} \quad (33)$$

将式(32)~(33)代入式(14)~(15)，并引入 Galerkin 法进行离散化，在任意时刻航天器的振动位移都可以表示为：

$$w(x, t) = \sum_{i=1}^n q_i(t) \cdot \phi_i(x) \quad (34)$$

式中： $q_i(t)$ 为第 i 阶模态坐标下的位移； $\phi_i(x)$ 表示固有振型函数。由于航天器为轴向运动、两端自由的梁模型，故其边界条件为：

$$\begin{cases} w''(0, t) = w''(L, t) = 0 \\ w'''(0, t) = w'''(L, t) = 0 \end{cases} \quad (35)$$

振型函数 $\phi_i(x)$ 必须满足上述的边界条件，由式(34)~(35)可求得 $\phi_i(x)$ 的表达式如下：

$$\phi_i(x) = \lambda_i \left\{ \text{ch} \left[k_i \left(x + \frac{L}{2} \right) \right] + \cos \left[k_i \left(x + \frac{L}{2} \right) \right] - \left[\frac{\text{ch}(k_i L) + \cos(k_i L)}{\text{sh}(k_i L) + \sin(k_i L)} \right] \cdot \left[\text{sh} \left[k_i \left(x + \frac{L}{2} \right) \right] + \sin \left[k_i \left(x + \frac{L}{2} \right) \right] \right] \right\} \quad (36)$$

式中, λ_i 可近似为常数, $\lambda_i \approx 1 \times 10^{-3}$; L 为航天器的总长度; $k_i L$ 的前四个根分别为 1.875、4.694、7.855 和 10.996, 且 $\text{ch}(k_i L) \cdot \cos(k_i L) = 1$ 恒成立。经整合, 最终得到大型挠性航天器的振动抑制与能量采集方程为:

$$M\ddot{q} + C\dot{q} + Kq = F - 2F_{NES} \tag{37}$$

$$Q_{GMM} = \int_0^t \frac{U_1^2}{R} d\tau \tag{38}$$

$$J\ddot{\phi} + \left(2\rho Aq \int \phi_i \phi_j dx\right) \dot{\phi} + \left(\rho A\ddot{q} \int x\phi_i \phi_j dx\right) \phi = T \tag{39}$$

4. 数值仿真

为进一步验证 NES 和 GMM 对复杂环境下大型挠性航天器的振动抑制与能量采集效果, 本节采用了计算精度高、效率快的高阶 Runge-Kutta 法进行数值仿真, 此外还分析了 NES 的阻尼比和非线性刚度对抑制效果的影响, 以及 GMM 的磁导率和磁致伸缩系数对能量采集效果的影响。已知 NES 与 GMM 的相互作用非常弱[20], 可进行独立讨论。首先表 1 给出了大型挠性航天器的结构与空间参数, 而 NES-GMM 的结构参数如表 2 所示。

Table 1. Structural and spatial parameters of large flexible spacecraft [21] [22]

表 1. 大型挠性航天器结构与空间参数[21] [22]

参数	符号	数值
长度	L	3000 m
厚度	h	20 m
密度	ρ	$1 \times 10^4 \text{ kg/m}^2$
弹性模量	E	$2.5 \times 10^{11} \text{ Pa}$
比热容	c_i	700 J/kg
导热系数	k_i	200 W/mk
热膨胀系数	α_e	1×10^{-6}
热吸收率	α_r	0.5
光吸收率	a_s	0.6
漫反射系数	K_s	0.2
温度差	ΔT	200 K
太阳辐射热流	H_i	1350 J
太阳辐射常数	P_1	$4.64 \times 10^{-6} \text{ N/m}^2$

Table 2. Structural parameters of NES-GMM [20] [23]

表 2. NES-GMM 结构参数[20] [23]

参数	符号	数值
GMM 棒长度	l_{GMM}	0.5 m
GMM 棒直径	d_{GMM}	0.2 m
GMM 棒弹性模量	E_1	$5 \times 10^{10} \text{ Pa}$
压磁系数	d_{33}	$1.8 \times 10^{-8} \text{ m/A}$

Continued

磁导率	μ_0	$2 \times 10^{-6} \text{ N/A}^2$
饱和磁致伸缩系数	λ_s	6.1×10^{-6}
饱和磁化强度	M_s	$7.5 \times 10^5 \text{ A/m}$
畴壁作用系数	α_1	0.01
无磁滞形状系数	a	5000
不可逆损耗系数	k_1	0.6
比例系数	c_1	0.5
能量耦合系数	κ	1000
线圈匝数	N_1	500
线圈横截面积	A_1	0.05 m^2
外接电阻	R	50Ω

图 5 体现了 NES 对大型挠性航天器的振动抑制效果, 首先设 NES 的初始阻尼比为 0.2, 非线性刚度为 $2.5 \times 10^5 \text{ N/m}$ 。在太阳光压和热冲击的共同作用下, 航天器在 100 s 内一直保持剧烈振动, 最大振动位移为 2.5 m。加入 NES 后航天器的振动位移迅速减小, 其最大偏差(首个波峰值)降至 1.5 m, 并最终收敛于 $t = 75 \text{ s}$ 处。结果表明在 TET 过程中 NES 可以吸收航天器的大部分振动能, 因此 NES 对航天器的振动抑制效果十分显著, 能大幅削弱太阳光压和热冲击对航天器的影响。

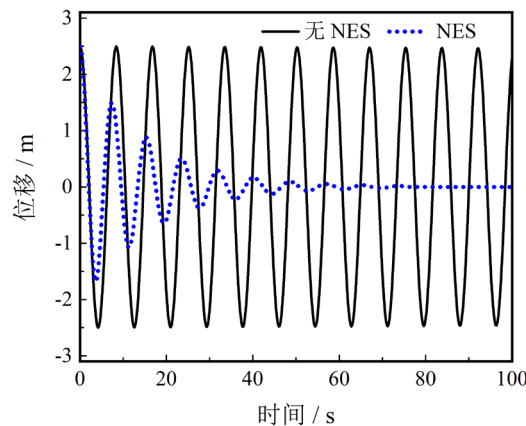


Figure 5. Effect of NES on the vibration suppression of large flexible spacecraft

图 5. NES 对大型挠性航天器的振动抑制效果

图 6 说明了 NES 的阻尼比会影响自身的振动抑制性能, 遵循控制变量的原则, 取 NES 的非线性刚度为定值($k = 2.5 \times 10^5 \text{ N/m}$)。当阻尼比 $c = 0.4$ 时, 航天器的振动位移相比于图 5 ($c = 0.2$) 明显下降更快, 最大偏差减小为 0.9 m, 最终收敛于 $t = 40 \text{ s}$ 处, NES 的抑制性能大幅提升。随着阻尼比翻倍($c = 0.8$), 最大偏差又降至 0.3 m, 收敛时间仅为 20 s, NES 的性能再次提升, 这说明 NES 的阻尼比与 TET 效率成正比。因此为了对航天器进行更有效的振动抑制, 提高 NES 的阻尼比是完全可行的, 在本文中 $c = 0.8$ 使 NES 的性能达到最佳。

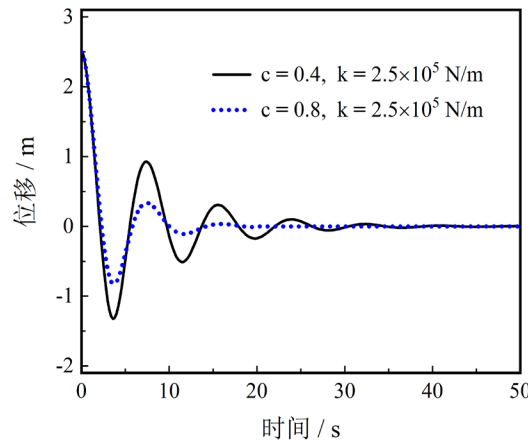


Figure 6. Effect of damping ratio of NES on the performance of vibration suppression

图 6. NES 的阻尼比对振动抑制性能的影响

图 7 评估了 NES 的非线性刚度对自身抑制性能的影响, 同样取 NES 的阻尼比为定值($c = 0.2$)。当非线性刚度 $k = 5 \times 10^5$ N/m 时, 航天器振动位移的变化与图 5 基本相同, 最大偏差仅增加 0.02 m, 仍在 $t = 75$ s 处收敛(图 7(a))。当刚度翻倍后($k = 1 \times 10^6$ N/m), 最大偏差又略微增加 0.03 m, 但收敛时间仍保持不变(图 7(b)), 这说明 NES 的非线性刚度对 TET 进程的作用非常小。因此 NES 的抑制性能基本不受非线性刚度的影响, k 的最优值为 5×10^5 N/m。

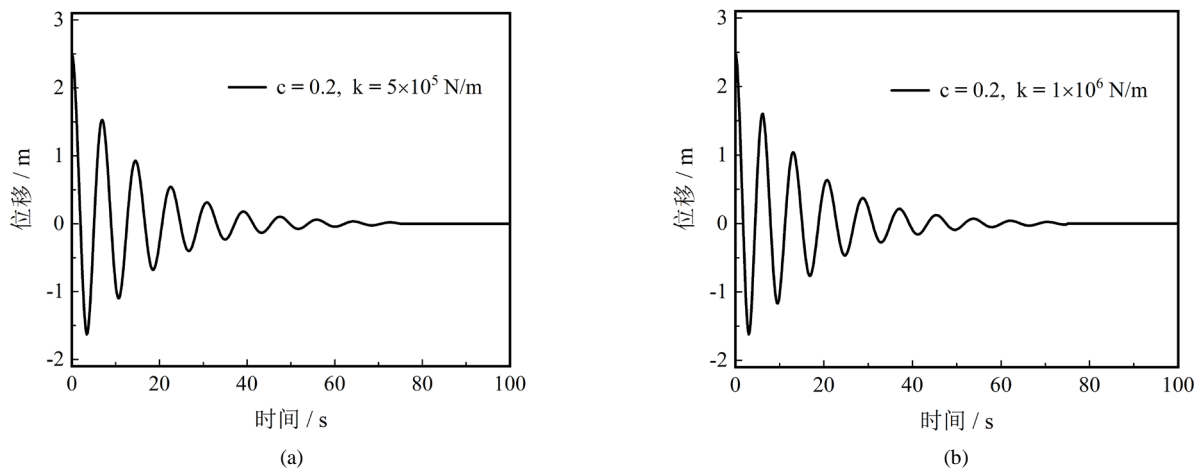


Figure 7. Effect of nonlinear stiffness of NES on the performance of vibration suppression: (a) $k = 5 \times 10^5$, (b) $k = 1 \times 10^6$

图 7. NES 的非线性刚度对振动抑制性能的影响: (a) $k = 5 \times 10^5$, (b) $k = 1 \times 10^6$

图 8 对比了 NES 的能量耗散和 GMM 的能量采集情况。根据表 2, 取 GMM 的磁致伸缩系数和磁导率的初始值均为 2×10^{-6} 。在 NES 的抑制作用下, 大型挠性航天器被耗散的振动能大幅增长, 前 40 s 内的增速极高, 此后能量增长逐渐平缓, 在 $t = 75$ s 处达到最大值(9557 J), 这也与图 5 中 NES 的控制时间相适应。与此同时 GMM 采集的振动能总量也在逐渐增加, 相比于 NES 的能量耗散, GMM 采集的能量增幅较小, 结果表明整个能量采集过程可持续 22 s, 采集的总能量为 1163 J, 经计算 GMM 可采集 NES 耗散能量的 12.17%。因此本文提出的方案是可行的, 但仍需进一步增强 GMM 的采集性能。

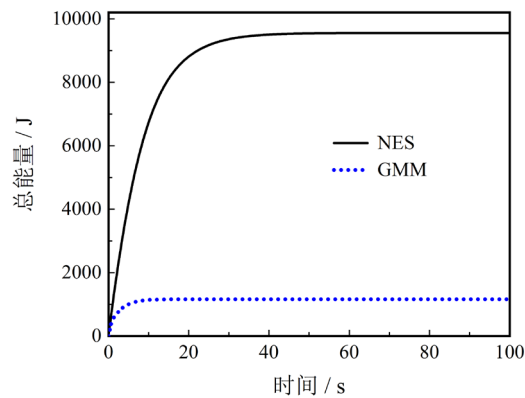


Figure 8. Comparison of NES-GMM on the energy dissipating and harvesting

图 8. NES-GMM 的能量耗散与采集对比

图 9 体现了 GMM 的磁致伸缩系数对能量采集性能的影响，首先设定磁导率的值为 $2 \times 10^{-6} \text{ N/A}^2$ 。当磁致伸缩系数 $\lambda = 4 \times 10^{-6}$ 时，GMM 的能量采集过程可持续 30 s，采集的振动能总量为 1791 J，是初始值的 1.54 倍，达到 NES 耗散能量的 18.74%。当 $\lambda = 6 \times 10^{-6}$ 时，能量增长十分明显且采集的持续时间延长至 75 s，这与 NES 的能量耗散过程相适应，极大实现了能源节约，此时 GMM 采集的总能量可达 7373 J，是初始值的 4.12 倍，占 NES 耗散能量的 77.15%。因此为了提升 GMM 的采集性能，增大 λ 是非常可行的， λ 越接近饱和磁致伸缩系数，GMM 性能的提升越显著。

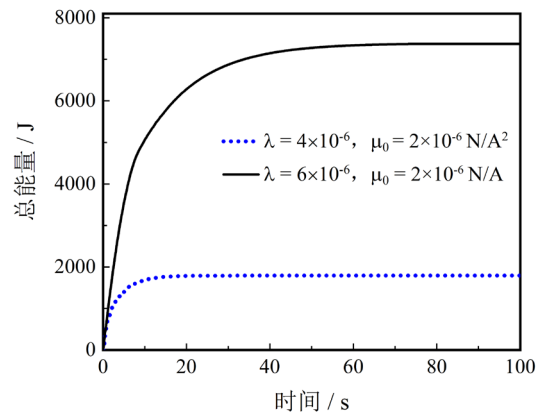


Figure 9. Effect of magnetostrictive coefficient of GMM on the performance of energy harvesting

图 9. GMM 的磁致伸缩系数对能量采集性能的影响

图 10 评估了 GMM 的磁导率对能量采集性能的影响，同样先取磁致伸缩系数为定值 ($\lambda = 2 \times 10^{-6}$)。当磁导率 $\mu_0 = 4 \times 10^6 \text{ N/A}^2$ 时，GMM 采集的振动能总量为 1275 J，达到 NES 耗散能量的 13.34%，能量采集过程可持续 25 s，与初始值相比有小幅提升。随着 μ_0 增至 $6 \times 10^6 \text{ N/A}^2$ ，GMM 最多可采集振动能 1409 J，占 NES 耗散能量的 14.74%，能量采集过程可延长至 30 s，采集效果再次得到提升，结果表明提高 GMM 的磁导率可进一步增强自身的能量采集性能。因此根据图 9~10 的仿真结果，GMM 的磁致伸缩系数和磁导率均可作为评估其能量采集性能的参数，而进行横向对比时会发现增大磁致伸缩系数对自身性能的提升更显著。

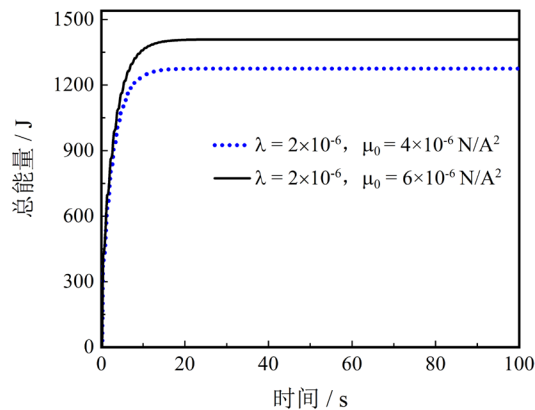


Figure 10. Effect of permeability of GMM on the performance of energy harvesting

图 10. GMM 的磁导率对能量采集性能的影响

5. 结论

考虑到太阳光压和热冲击的影响,本文建立了大型挠性航天器的在轨动力学模型,利用 NES 和 GMM 对航天器分别进行振动抑制和能量采集,数值仿真验证了该方案的可行性,并得到以下结论:

(1) 利用 NES 对大型挠性航天器进行振动抑制是非常可行的。提高 NES 的阻尼比会显著增强自身的抑制性能,最快可在 20 s 内完成航天器的振动抑制,相比之下 NES 的非线性刚度对其抑制性能无明显影响,结果体现了 NES 高效、稳定的特性。

(2) GMM 能量采集技术用于大型挠性航天器同样是可行的。GMM 具有良好的采集性能,其性能与磁致伸缩系数和磁导率均呈正相关,经对比,磁致伸缩系数对于 GMM 性能的提升更显著,优化后 GMM 采集的振动能总量占 NES 耗散的 77% 以上,采集时间可延长至 75 s。

本文同时实现了复杂环境下大型挠性航天器的稳定运行和能源节约,为振动控制与能量采集技术在航天领域的应用提供了新的参考。在此研究的基础上,本文也对下一步的科研工作进行了展望:

(1) 大型挠性航天器的一个重要特点是模态密集,由于结构复杂,模型的准确性也难以保证,对多个模态进行控制时独立模态空间的控制效果可能不佳,而对整个系统进行控制器设计的难度也较大。因此需要进一步结合分布式控制方法,进一步研究结构振动控制方法。

(2) 由于大型挠性航天器的控制性能指标大大提高,系统对控制精度和稳定度的要求也逐渐提高,这些系统特性对大型航天器的控制系统设计提出了严峻挑战。因此需要基于航天器的振动控制,在大挠性结构中加入嵌入式作动器,进一步研究系统布局优化、执行机构配置与布局优化等问题。

致 谢

本文作者感谢来自辽宁省教育厅青年基金(JYT19033)和沈阳航空航天大学科研基金(18YB47)的大力资助。

参考文献

- [1] Glaser, P.E. (2002) An Overview of the Solar Power Satellite Option. *IEEE Transactions on Microwave Theory and Techniques*, **40**, 1230-1238. <https://doi.org/10.1109/22.141356>
- [2] 梁捷, 陈力, 梁频. 柔性空间机器人基于关节柔性补偿控制器与虚拟力概念的模糊全局滑模控制及振动主动抑制[J]. *振动与冲击*, 2016, 35(18): 62-70. <http://dx.chinadoin.cn/10.13465/j.cnki.jvs.2016.14.011>
- [3] Malla, R.B., Nash, W.A. and Lardner, T.J. (1989) Motion and Deformation of Very Large Space Structures. *AIAA*

- Journal*, **27**, 374-376. <https://doi.org/10.2514/3.10123>
- [4] Li, X.F. and Cai, Z.Q. (2018) Dynamic Modeling and Simulations of a Tethered Space Solar Power Station. *Journal of Aerospace Engineering*, **31**, Article ID: 04018026. [https://doi.org/10.1061/\(ASCE\)AS.1943-5525.0000850](https://doi.org/10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0000850)
- [5] McNally, I., Scheeres, D. and Radice, G. (2015) Locating Large Solar Power Satellites in the Geosynchronous Laplace Plane. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, **38**, 489-505. <https://doi.org/10.2514/1.G000609>
- [6] Sabatini, M., Palmerini, G.B. and Gasbarri, P. (2020) Synergetic Approach in Attitude Control of Very Flexible Satellites by Means of Thrusters and PZT Devices. *Aerospace Science and Technology*, **96**, Article ID: 105541. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2019.105541>
- [7] Liu, L.L., Zhang, T.L., Zhang, H. and Jiang C.B. (2013) Micro-displacement Positioning of Giant Magnetostrictive Actuator. *Materials Science Forum*, **745-746**, 146-151. <https://doi.org/10.4028/www.scientific.net/MSF.745-746.146>
- [8] 陈阳, 方勃, 曲秀全, 王日新, 黄文虎. 新型整星隔振器隔振性能分析[J]. 宇航学报, 2007, 28(4): 986-990. <http://dx.chinadoi.cn/10.3321/j.issn:1000-1328.2007.04.041>
- [9] 陈勇, 徐羿. 基于非线性能量吸振器的高耸结构减振分析[J]. 振动与冲击, 2014, 33(9): 27-32+54. <http://dx.chinadoi.cn/10.13465/j.cnki.jvs.2014.09.006>
- [10] 熊怀, 孔宪仁, 刘源. 阻尼对耦合非线性能量阱系统影响研究[J]. 振动与冲击, 2015, 34(11): 116-121. <http://dx.chinadoi.cn/10.13465/j.cnki.jvs.2015.11.021>
- [11] 臧健. 基于非线性能量阱的卫星整体振动抑制[D]: [硕士学位论文]. 沈阳: 沈阳航空航天大学, 2015.
- [12] 贾振元, 杨兴, 郭东明. 超磁致伸缩材料控制模型的研究[J]. 压电与声光, 2001, 23(2): 164-166. <http://dx.chinadoi.cn/10.3969/j.issn.1004-2474.2001.02.023>
- [13] 孟爱华, 杨剑锋, 蒋孙权, 刘帆, 刘成龙. 柱棒式超磁致伸缩能量收集器的设计与实验[J]. 振动与冲击, 2017, 36(12): 175-180. <http://dx.chinadoi.cn/10.13465/j.cnki.jvs.2017.12.029>
- [14] Liu, W., Yang, Z.C., Wang, L. and Guo, N. (2019) Boundary Condition Modeling and Identification for Cantilever-like Structures Using Natural Frequencies. *Chinese Journal of Aeronautics*, **32**, 1451-1464. <https://doi.org/10.1016/j.cja.2019.04.003>
- [15] Patel, T.R., Kumar, K.D. and Behdinan, K. (2009) Variable Structure Control for Satellite Attitude Stabilization in Elliptic Orbits Using Solar Radiation Pressure. *Acta Astronautica*, **64**, 359-373. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2008.08.003>
- [16] Yuan, X.D. and Xiang, Z.H. (2018) A Thermal-Flutter Criterion for an Open Thin-Walled Circular Cantilever Beam Subject to Solar Heating. *Chinese Journal of Aeronautics*, **31**, 1902-1909. <https://doi.org/10.1016/j.cja.2018.07.002>
- [17] 刘欣, 潘增富. 卫星在轨太阳辐射热流的简化计算方法[J]. 中国空间科学技术, 2012, 32(4): 15-21. <http://dx.chinadoi.cn/10.3780/j.issn.1000-758X.2012.04.003>
- [18] 曹淑瑛, 王博文, 闫荣格, 黄文美, 翁玲. 超磁致伸缩致动器的磁滞非线性动态模型[J]. 中国电机工程学报, 2003, 23(11): 145-149. <http://dx.chinadoi.cn/10.3321/j.issn:0258-8013.2003.11.029>
- [19] Jiles, D.C. (1995) Theory of the Magnetomechanical Effect. *Journal of Physics D: Applied Physics*, **28**, 1537-1546. <https://doi.org/10.1088/0022-3727/28/8/001>
- [20] 董彦辰, 张业伟, 陈立群. 惯容器非线性减振与能量采集一体化模型动力学分析[J]. 应用数学和力学, 2019, 40(9): 979-990. <http://dx.chinadoi.cn/10.21656/1000-0887.400049>
- [21] 魏乙, 邓子辰, 李庆军, 文奋强. 空间太阳能电站的轨道、姿态和结构振动的耦合动力学建模及辛求解[J]. 动力学与控制学报, 2016, 14(6): 513-519. <http://dx.chinadoi.cn/10.6052/1672-6553-2016-021>
- [22] 穆瑞楠, 王艺睿, 谭述君, 吴志刚, 齐朝晖. 空间太阳能电站姿态运动-结构振动耦合建模与分析[J]. 宇航学报, 2018, 39(6): 615-623.
- [23] Meng, Q.J., Yang, C., Wang, X.Y. and Sun, H.X. (2014) The Performance Study of the Giant Magnetostrictive Actuator. *Applied Mechanics and Materials*, **568-570**, 948-953. <https://doi.org/10.4028/www.scientific.net/AMM.568-570.948>