

文章编号: 2097-1974(2025)06-0059-06

DOI: 10.7654/j.issn.2097-1974.20250609

周期性干扰下柔性飞行器平台振动抑制策略研究

徐世杰, 刘 晓, 赵亮博, 王林林
(北京航天长征飞行器研究所, 北京, 100076)

摘要: 随着载荷对飞行器平台姿态精度要求的提高, 周期性干扰对高精度飞行器平台造成的影响日益凸显, 对残余振动的抑制需求日益强烈, 针对该问题开展了对周期性干扰的振动抑制策略设计方法及柔性附件残余振动控制方法研究。首先, 构建了柔性飞行器平台动力学模型, 给出了系统频率和幅值比的量化表征关系。基于工程可实现性确定了干扰力矩和补偿力矩形式。基于量化表征关系完成了最优补偿准则设计及分析, 在搭载恒定控制力矩的飞行器平台上对该准则进行了应用, 基于最优补偿准则, 获取了残余振动控制参数, 实现了对持续性周期干扰下残余振动的控制。通过数值仿真和试验分析验证了所提方法的有效性。

关键词: 柔性飞行器平台; 周期性干扰抑制; 最优控制策略设计; 振动抑制; 飞轮
中图分类号: TJ765.2; V19 **文献标识码:** A

A Study on Optimal Compensation Design for Spacecraft in Presence of Periodic-disturbance

XU Shijie, LIU Xiao, ZHAO Liangbo, WANG Linlin
(Beijing Institute of Space Long March Vehicle, Beijing, 100076)

Abstract: Periodic-disturbance may cause serious effects on spacecraft. The attenuation of them is demanded. A fundamental study on the optimal design of constant compensations against periodic disturbance for meteorological satellites is investigated. An analytical solution about the relationship between the frequency and amplitude ratios and the response of a typical second order vibration system is firstly derived. The compensate and disturbance torques are determined according to practical engineering. The criterions for designing the optimal compensations are based on the analytical results. Then the criterions are applied on the flexible spacecraft actuated by constant control torque in the presence of sustained periodic disturbance. The optimal compensate torque parameters for spacecraft is acquired draw on the former criterions. Its compensation effectiveness is provided and compared with results of other selections in frequency ratio domain and amplitude ratio domain. Numerical simulation results and experimental results clearly demonstrate the good performance of proposed design in periodic disturbance compensation. This work provides a significant reference for the vibration attenuation of meteorological satellites in the present of periodic-disturbance.

Keywords: flexible spacecraft; periodic disturbance compensation; compensate torque design; vibration attenuation; reaction wheel

0 引言

随着航天技术提升, 对天基柔性平台姿态精度要求越来越高。为保证高精度姿态稳定, 平台必须满足对姿态精度的严格要求^[1-3]。然而, 来自天基平台设备的周期性干扰使其姿态难以保持稳定。如微波成像仪的应用, 虽然极大地提高了图像清晰度, 但其周期性转动也为天基平台姿态稳定带来了影响^[4-6]。此外, 柔性附件低阻尼、轻质等特点也使天基平台容易受到

由周期干扰引起的振动的影晌^[7]。因此, 周期性持续扰动和振动的抑制对天基平台至关重要。

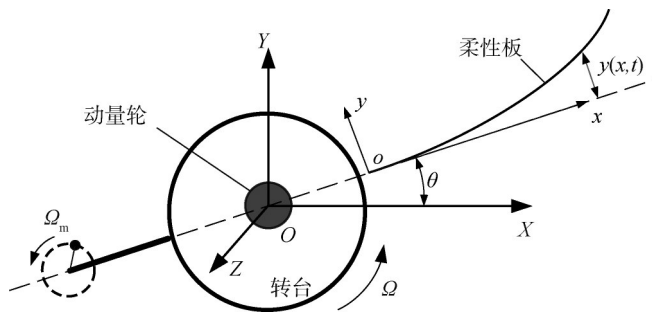
执行器方面, 相比于姿控发动机, 动量轮因其不消耗推进剂、能够产生连续和精确力矩等优势被广泛使用^[8-9]。目前大多数研究重点分析了控制方法, 如自适应控制^[10-12]、滑模变结构控制^[13-14]等, 但这些复杂的控制输出力矩在实际工程中难以实现。对于已知周期性扰动规律的天基平台来说, 复杂的控制方法会

加重系统的复杂度。因此,恒定输出的动量轮是抑制周期性扰动力矩的最实用和最佳途径,但当前针对补偿力矩设计及效果分析的研究很少。

提高天基平台姿态精度的另一种方法是对柔性附件残余振动的主动抑制。过去的几十年中,智能材料已被应用于消除残余振动^[15-17],但这些执行器和传感器改变了结构特性,寻找一种简单有效的连续补偿力矩来减弱柔性附件的振动最为可行。然而,关于天基平台补偿力矩选择与减振效果之间关系的直接研究还很少。本文根据天基平台的要求和实际限制,采用动量轮给定的阶跃力矩补偿正弦周期扰动,引入频率比和幅度比两个重要参数,以典型的二阶振动系统和柔性航天器系统为研究对象,通过解析方法开展最佳补偿力矩和振动抑制效果研究,选取残余振动为干扰抑制效果的标准。为了验证所提出策略的有效性,给出了仿真分析,形成两个比率的选择与干扰抑制有效性之间的关系。此外,为验证方法有效性,采用单轴气浮台开展了试验验证。

1 系统动力学模型

为了突出对周期干扰引起振动的抑制效果研究,将柔性飞行器平台模型简化。本研究以单轴气浮转台模拟柔性飞行器平台,通过仿真及试验验证周期性干扰抑制方法的有效性。飞轮驱动的单轴气浮平台(Single-axis Gas Suspending Rotary Table, SGSRT)系统示意如图1所示。



$OXYZ$ —惯性坐标系; oxy —固定在柔性板与转台边缘交界处的柔性体坐标系; $\theta(t)$ —平台转角; $y(x,t)$ — x 处质点的位移量; Ω, Ω_m —刚性平台和偏心质量的转动角速度。

图1 飞轮驱动的单轴气浮平台

Fig.1 Diagram of SGSRT

图1所示系统主要由刚性平台和柔性板组成。刚性梁固定在平台柔性板对立一侧。偏心质量以刚性梁端部为圆心以恒定的角速度旋转,提供持续性周期干扰。动量轮转轴与平台转轴重合。假设柔性板是欧

拉-伯努利梁。采用牛顿-欧拉方法建立了柔性飞行器的矢量动力学数学模型,动力学系统矢量数学模型最终表述为

$$\begin{cases} J\ddot{\theta} + \delta\ddot{\eta} + W_m\Omega_m^2 = T \\ \delta^T\ddot{\theta} + \ddot{\eta} + C\dot{\eta} + K\eta = 0 \end{cases} \quad (1)$$

式中 J 为刚性平台绕转轴转动惯量; $\dot{\theta}$ 为系统转动角速率; δ 为转动与振动的耦合系数矩阵; η 为模态坐标向量; W 表示偏心质量运动对系统的影响; T 为控制力矩; C 和 K 分别为阻尼矩阵和刚度矩阵。假设动量轮为能够输出理想力矩的设备。

典型的二阶振动系统具有可解析的优势,在本文中研究中将作为辅助研究手段一并进行应用。典型二阶振动系统模型为

$$m\ddot{x} + c\dot{x} + kx = F \quad (2)$$

式中 m 为系统质量; c 为系统阻尼; k 为系统刚度; F 为系统所受作用力。设定典型二阶系统固有频率为 ω_n ,阻尼系数为 ζ 。

2 振动抑制策略设计

2.1 设计准则及分析

首先以典型的二阶振动系统为对象,来分析周期性扰动补偿策略的有效性。根据工程实际,采用正弦扰动和阶跃补偿的形式。假设两种周期性干扰力, F_1 和 F_2 作用在典型二阶振动系统,可表示为

$$m\ddot{x} + c\dot{x} + kx = F_1 + F_2 \quad (3)$$

其中,

$$F_1 = \begin{cases} B, & \frac{2j\pi}{\omega_f} \leq t < \frac{(2j+1)\pi}{\omega_f} \\ -B, & \frac{(2j+1)\pi}{\omega_f} \leq t < \frac{2(j+1)\pi}{\omega_f} \end{cases}, B \geq 0, j=0, 1, 2, \dots \quad (4)$$

$$F_2 = -A \sin(\omega_f t), A \geq 0 \quad (5)$$

式中 ω_f 为 F_1 和 F_2 的固有频率; A 和 B 是正弦力和阶跃力的幅值。

周期性阶跃力 F_1 可表示为傅里叶级数为

$$F_1 = \frac{a_0}{2} + \sum_{n=1}^{\infty} (a_n \cos n\omega_f t + b_n \sin n\omega_f t) \quad (6)$$

在级数中,基础谐波幅值最大,可推得式(3)右边可以表达为

$$F_1 + F_2 = \left(\frac{4B}{\pi} - A \right) \sin \omega_f t + \frac{4B}{\pi} \left(\frac{1}{3} \sin 3\omega_f t + \frac{1}{5} \sin 5\omega_f t + \dots \right) \quad (7)$$

引入参数“幅值比”，幅值比可表达为 $\beta = \frac{B}{A}$ ，将式(7)代入式(3)，可得：

$$m\ddot{x} + c\dot{x} + kx = \sum_{i=1}^{\infty} P_i \sin((2i-1)\omega_i t) \quad (8)$$

求解上式并代入零初始条件，对零初始条件，可解为

$$x(t) = \sum_{i=1}^{\infty} \left[Q_i e^{-\zeta\omega_d t} \left[\begin{aligned} &\left[\sin\varphi_i \cos\omega_d t + \right. \\ &\left. \frac{\omega_u}{\omega_d} \left(\zeta \sin\varphi_i - \right. \right. \\ &\left. \left. \lambda(2i-1)\cos\varphi_i \right) \sin\omega_d t \right] \right. \\ &\left. + Q_i \sin((2i-1)\omega_i t - \varphi_i) \right] \quad (9) \end{aligned} \right]$$

式中 $\omega_d = \omega_u \sqrt{1 - \zeta^2}$ ； $\lambda = \frac{\omega_u}{\omega_f}$ 为频率比。

式(9)是 x 处最终的位移表达式。由于阻尼因素影响，式(9)的第一行将逐渐衰减，当系统稳定时，位移仅保留第二行。位移与频率比和幅值比取值密切相关，基波谐波在补偿力设计中至关重要。通过解析分析，本文提出最佳幅值比应选为 $3/\pi$ 。

考虑不同频率比和幅值比取值，在Matlab的Simulation中对残余振动进行计算分析。设定其固有频率和阻尼为 $\omega_{sp} = \sqrt{0.9}$ 和 $\zeta_{sp} = 0.01/\omega_{sp}$ 。其中，下标sp表示质量-弹簧系统。正弦干扰幅值 A 选定为1。幅值比取值范围选定为0.3至1，频率比取值选定为0.3至3。将柔性梁自由端振动作为振动抑制效果标准。不同取值条件下仿真分析结果如图2所示。

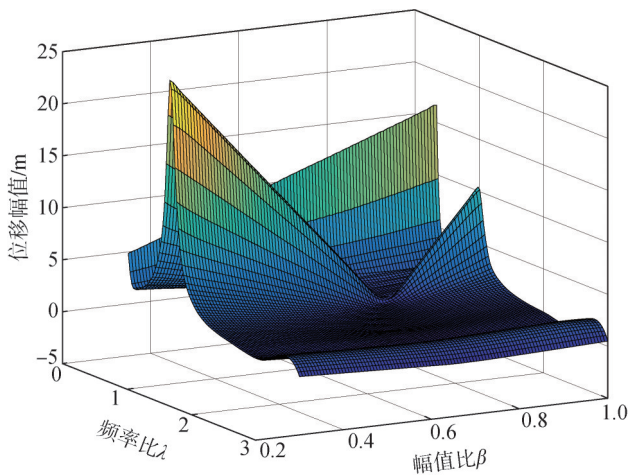


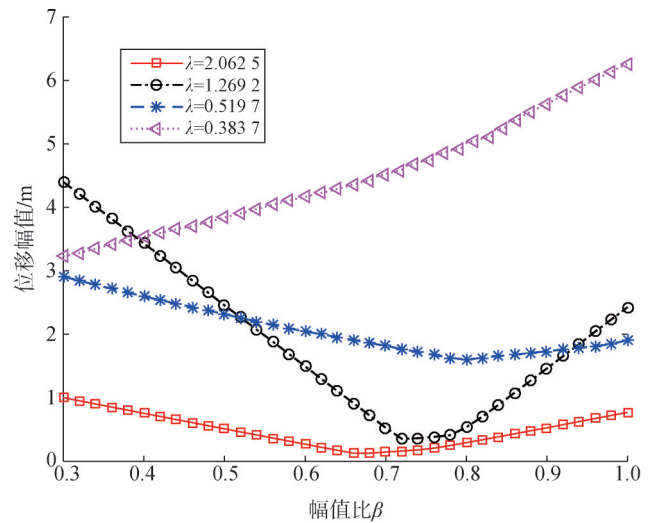
图2 不同频率比和幅值比下残余振动

Fig.2 Displacement amplitude results in different frequency ratio and amplitude ratio

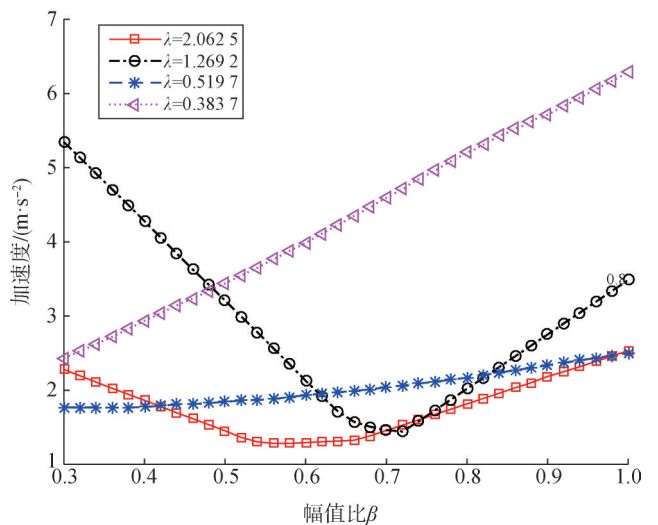
由图2可以看出，振动变化规律与位移结果变化趋势基本一致。除此之外，加速度值在不同的频率比下变化均匀。残余振动在每个频率比处具有最小值的规律也非常明显，特别是对于大于1的频率比。最小

值大约在幅值比范围的中心。

图3a和3b是部分幅值比域内的仿真结果，可以看出每条曲线存在最小值，但是并非所有曲线最小值都在相同 β 处。当频率比大于1时，幅值最小值出现在幅值比0.75处；当频率比小于1时，所选范围内随着幅值比降低，曲线数值提升。浮窗中数据表明，对比部分频率比，其振动幅值最小值出现在0.25附近。通过仿真分析可得，存在最优幅值比和频率比组合。整体来说，最佳幅值比取值范围大约为0.6至0.7。同时，为避免共振，频率比须避免在0.3和1。



a) 幅值比域振动幅值点



b) 幅值比域加速度幅值点

图3 幅值比域下位移及加速度幅值对比

Fig.3 Displacement amplitude results and acceleration amplitude results in amplitude ratio-domain

2.2 柔性飞行器系统应用仿真分析

根据前述分析结果，一定条件下阶跃控制力矩能

够应用于对周期性干扰引起的振动的控制。为证明补偿力矩在柔性飞行器残余振动抑制方面的有效性,给出了数值仿真分析及测试试验。采用式(1)中简化的柔性航天器模型,给出不同频率和幅值比组合下的残余振动抑制情况。作用力矩为

$$T = T_1 + T_2 \quad (10)$$

T_1 由理想动量轮提供, T_2 由周期运动的偏心质量块提供,其表达式为

$$T_1 = \begin{cases} U, & \frac{2j\pi}{\omega_m} \leq t < \frac{(2j+1)\pi}{\omega_m} \\ -U, & \frac{(2j+1)\pi}{\omega_m} \leq t < \frac{2(j+1)\pi}{\omega_m} \end{cases}, U \geq 0, j = 0, 1, 2, \dots \quad (11)$$

$$T_2 = -W_m \Omega_m^2 \quad (12)$$

$$W_m = P_m \sigma_m \sin(\omega_m t) m_m \quad (13)$$

式中 σ_m 为偏心半径; ω_m 为力矩频率; m_m 为质量块质量; P_m 为关于偏心质量块位置的定常参数,是偏心质量到刚性梁端点的水平距离。进一步化简有:

$$\begin{cases} J\ddot{\theta} + \delta\ddot{\eta} = \sum_{i=1}^{\infty} P_i \sin((2i-1)\omega_m t) \\ \delta^T \ddot{\theta} + \ddot{\eta} + C\dot{\eta} + K\eta = 0 \end{cases} \quad (14)$$

其中,

$$P_i = \begin{cases} \frac{(4\beta - \pi)}{\pi} \Omega_m^2 P_m \sigma_m m_m, & i = 1 \\ \frac{4\Omega_m^2 P_m \sigma_m m_m \beta}{(2i-1)\pi}, & i = 2, 3, 4, \dots \end{cases} \quad (15)$$

$$\beta = \frac{U}{\Omega_m^2 P_m \sigma_m m_m} \quad (16)$$

将式(14)中的第一式代入第二式可得:

$$\left(I_3 - \frac{\delta^T \delta}{J} \right) \ddot{\eta} + C\dot{\eta} + K\eta = -\frac{\delta^T}{J} \sum_{i=1}^{\infty} P_i \sin((2i-1)\omega_m t) \quad (17)$$

本节直接给出仿真分析结果,部分参数是根据本研究中试验设备实测获得,其他参数是通过数值计算而来。刚性平台转动惯量为 $J = 15 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$, 振动阻尼比 $\zeta_1 = \zeta_2 = \zeta_3 = 0.05$, 固有频率为 $\omega_{n1} = 2.11 \text{ rad/s}$, $\omega_{n2} = 13.28 \text{ rad/s}$, $\omega_{n3} = 37.15 \text{ rad/s}$, 耦合矩阵为 $\delta = [2.65 \ 0.54 \ 0.21] \text{ kg}\cdot\text{m}^2$ 。在模拟中,旋转偏心块的质量为 $m_m = 0.4 \text{ kg}$, 其偏心半径为 $\sigma_m = 0.08 \text{ m}$, 系统状态初始化为零。

正弦干扰产生的最大值将依据频率比变动而在一定范围内波动。频率比范围取0.3至3.2,幅值比范围设定为0.3至1。在不同频率比和幅值比组合下,柔性板端部残余振动情况通过Matlab计算得出。仿真分析结果如图4所示。

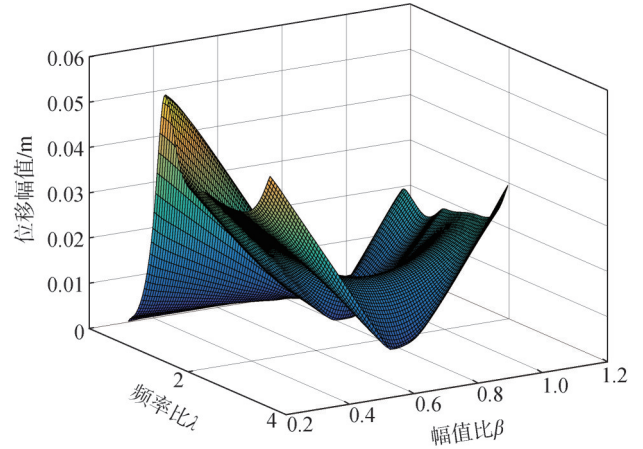


图4 柔性板端部位移

Fig.4 Displacement amplitude results

图4显示了在本次仿真所有频率比和幅值比组合下柔性板端部振动情况。与前节的结果类似,当幅值比接近0.7时,柔性板端部的位移变得最小。当频率比大于0.5时,这一规律尤为明显。当频率比小于0.5时,振动能力不足使得其变化幅度不那么明显。

2.3 试验验证

为验证仿真分析结果,在单轴气浮平台上进行了试验验证。试验设备如图5所示。该系统主要由单轴气浮平台、柔性铝板(2480 mm×200 mm×2.5 mm)、旋转轴与气浮平台转轴重合的扭矩模式反作用轮(0.065 N·m)、附带偏心质量块的周期旋转金属盘组成。气浮平台上放置用于测量、控制和数据交换的集线器上的设备。



图5 单轴气浮平台试验系统

Fig.5 Experimental setup of a single-axis rotary table

残余振动由固定在柔性板端部的加速度计测量。加速度计($\pm 2g$, 0~400 Hz)型号为Silicon Design Inc2220-020。偏心质量选择为0.4 kg和0.25 kg以适应

不同的频率比，周期性旋转碟放置在距离系统旋转轴 0.6 m 处。

完成的3个试验案例频率比分别为1.3、0.9、0.6，每个频率比下分别选择幅值比为0.6、0.8、1。为验证分析结果，提供了试验中的真实参数进行仿真分析，试验为零初始条件。反作用轮的阶跃补偿扭矩和正弦扰动同时启动。柔性板端的实测加速度如图6至图8所示。

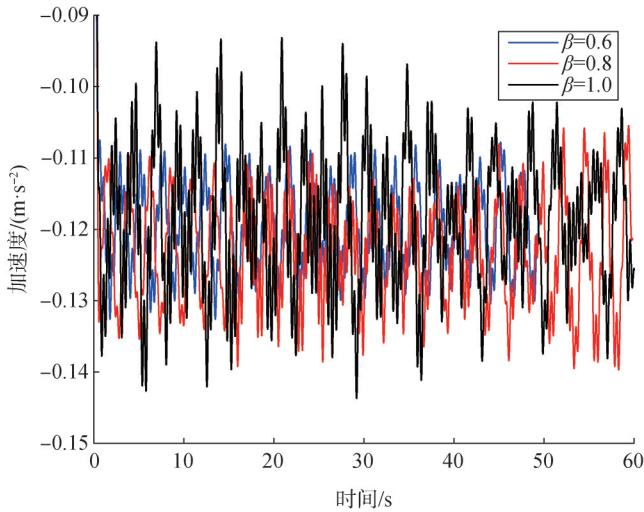


图6 工况1 柔性板端部加速度

Fig.6 Measured accelerations of flexible beam tip in case 1

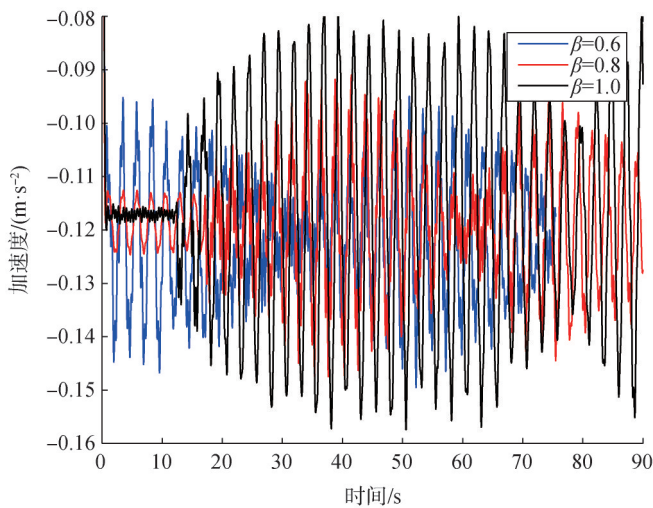


图7 工况2 柔性板端部加速度

Fig.7 Measured accelerations of flexible beam tip in case 2

在工况1中， $\lambda = 0.6$ ， $\sigma_m = 0.08$ m， $m_m = 0.4$ kg，3次试验幅值比分别为 $\beta = 0.6, 0.8, 1$ 。

在工况2中， $\lambda = 0.9$ ， $\sigma_m = 0.04$ m， $m_m = 0.4$ kg，3次试验幅值比分别为 $\beta = 0.6, 0.8, 1$ 。

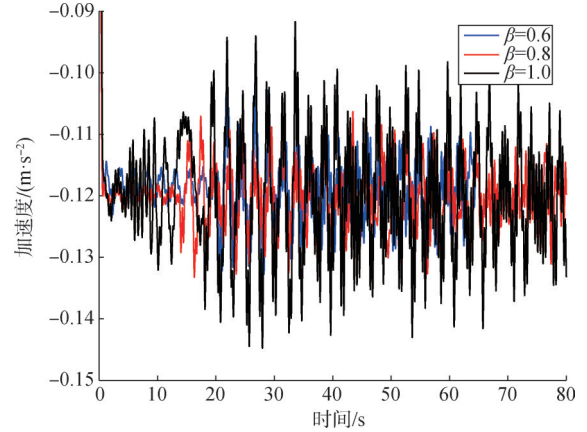


图8 工况3 柔性板端部加速度

Fig.8 Measured accelerations of flexible beam tip in case 3

在工况3中， $\lambda = 1.3$ ， $\sigma_m = 0.04$ m， $m_m = 0.25$ kg，3次试验幅值比分别为 $\beta = 0.6, 0.8, 1$ 。

3个试验工况中，不同频率比和幅值比组合情况下柔性板端部加速度幅值统计对比情况如表1所示。

表1 不同频率比和幅值比下柔性板端部加速度幅值

Tab.1 Tip acceleration amplitude with different frequency and amplitude ratios

频率比	加速度/(m·s ⁻²)		
	$\beta=0.6$	$\beta=0.8$	$\beta=1$
0.6	0.020	0.025	0.041
0.9	0.043	0.046	0.072
1.3	0.018	0.023	0.037

图9显示了幅度比域中的结果。标有“ex”的点表示试验数据。试验结果与模拟结果基本一致，验证了所提出方法的有效性。

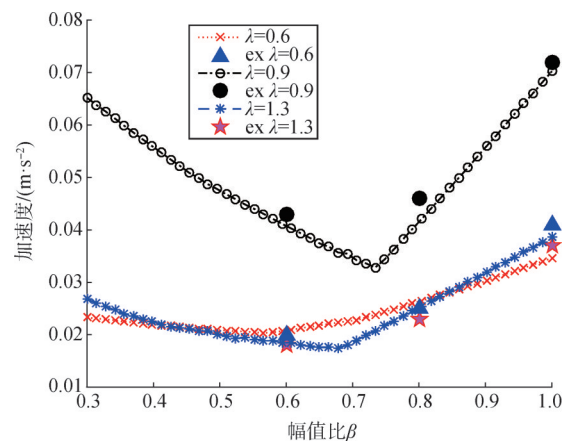


图9 3种工况下端部加速度测量值与仿真值对比

Fig.9 Measured accelerations of flexible beam tip in 3 cases

3 结论

本文研究了柔性航天器平台在存在持续周期性扰动情况下的最优补偿力矩设计。方法主要基于典型振

动系统的数值分析结果。首先,利用傅里叶展开法对恒定补偿力矩进行处理,得到系统响应与输入的关系。然后,通过数学模型构建与分析,验证了该准则在持续周期性扰动的柔性航天器系统上的有效性。计算统计结果表明,针对大型柔性飞行器大多数频率的最佳幅值比接近0.7。此外,为确保系统不产生共振,频率比应避免接近0.3和1。以单轴气浮平台为对象,进行了柔性飞行器周期性干扰抑制效果分析,通过数值模拟和试验结果对比分析,验证了所获得准则的准确性。

参 考 文 献

- [1] ZHENG Q, WU F. Nonlinear H-infinity control designs with axisymmetric spacecraft control[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2009, 32(3): 850-859.
- [2] ZHU Z, GUO Y. Robust adaptive attitude tracking coordination control for spacecraft formation with unknown time-varying inertia[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers*, 2019, 233(1): 310-323.
- [3] FAZLYAB A R, SABERI F F, KABGANIAN M. Adaptive attitude controller for a satellite based on neural network in the presence of unknown external disturbances and actuator faults[J]. *Advances in Space Research*, 2016, 57(1): 367-377.
- [4] XIAO B, YIN S, WU L. A structure simple controller for satellite attitude tracking maneuver[J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2017(64): 1436-1446.
- [5] MURAMATSU H, KATSURA S. An adaptive periodic-disturbance observer for periodic-disturbance suppression[J]. *IEEE Transactions on Industrial Informatics*, 2018, 14(10): 4446-4456.
- [6] FEDELE G. A fractional-order repetitive controller for periodic disturbance rejection[J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2017(63): 1426-1433.
- [7] KHUSHNOOD M, WANG X, CUI N. Vibration attenuation of spacecraft in the presence of parametric and unmodeled dynamics uncertainties using collocated and noncollocated control: a comparative study[J]. *Journal of Vibration and Control*, 2018, 24(14): 3077-3093.
- [8] ZHANG R, QIAO J, LI T, et al. Robust fault-tolerant control for flexible spacecraft against partial actuator failures[J]. *Nonlinear Dynamics*, 2014, 76(3): 1753-1760.
- [9] BINGLONG C, XIANGDONG L, ZHEN C. Exponential time-varying sliding mode control for large angle attitude eigenaxis maneuver of rigid spacecraft[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2010(23): 447-453.
- [10] QIAO J, LI X, XU J. A composite disturbance observer and H_∞ control scheme for flexible spacecraft with measurement delay and input delay[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2019(32): 1472-1480.
- [11] SOFYAL A, JAFAROV E M, WISNIEWSKI R. Robust and global attitude stabilization of magnetically actuated spacecraft through sliding mode[J]. *Aerospace Science & Technology*, 2018(76): 91-104.
- [12] LIU X, ZHANG M, WANG S. Adaptive region tracking control with prescribed transient performance for autonomous underwater vehicle with thruster fault[J]. *Ocean Engineering*, 2020(196): 106804.1-106804.11.
- [13] ZIELIŃSKI, CEZARY, STEFAŃCZYK, et al. Variable structure robot control systems: the RAPP approach[J]. *Robotics & Autonomous Systems*, 2017(94): 226-244.
- [14] LIU C, SUN Z, YE D, et al. Robust adaptive variable structure tracking control for spacecraft chaotic attitude motion[J]. *IEEE Access*, 2018(6): 3851-3857.
- [15] HU Q, LI B, QI J. Disturbance observer based finite-time attitude control for rigid spacecraft under input saturation[J]. *Aerospace Science & Technology*, 2014(39): 13-21.
- [16] ZHONG Chenxing, CHEN Zhiyong, GUO Yu. Attitude control for flexible spacecraft with disturbance rejection[J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2017(53): 101-110.
- [17] ZHANG X Y, WANG R X, ZHANG S Q, et al. Generalized-disturbance rejection control for vibration suppression of piezoelectric laminated flexible structures[J]. *Shock and Vibration*, 2018(2): 1-17.

作 者 简 介

徐世杰 (1989—), 男, 博士, 高级工程师, 主要研究方向为小型飞行器设计。

刘 晓 (1993—), 女, 博士, 工程师, 主要研究方向为小型飞行器设计。

赵亮博 (1992—), 男, 博士, 工程师, 主要研究方向为小型飞行器设计。

王林林 (1987—), 男, 博士, 高级工程师, 主要研究方向为小型飞行器设计。