

5-15-2024

Research on Verification Method of Missile Elastic Suppression Based on Frequency Compensation

Rixin Su

Aerospace Jiangnan Group Co., Ltd, Guiyang 550009, China; College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China, rixinsu@163.com

Ou Zhang

Jiangnan Design & Research Institute of Machinery & Electricity, Guiyang 550009, China, ouzhang_bjtu@163.com

Follow this and additional works at: <https://dc-china-simulation.researchcommons.org/journal>



Part of the Artificial Intelligence and Robotics Commons, Computer Engineering Commons, Numerical Analysis and Scientific Computing Commons, Operations Research, Systems Engineering and Industrial Engineering Commons, and the Systems Science Commons

This Paper is brought to you for free and open access by Journal of System Simulation. It has been accepted for inclusion in Journal of System Simulation by an authorized editor of Journal of System Simulation. For more information, please contact xtfzxb@126.com.

Research on Verification Method of Missile Elastic Suppression Based on Frequency Compensation

Abstract

Abstract: For the elastic model of missile body in six degree of freedom mathematical simulation, the research on the verification method of elastic vibration suppression is carried out.. The notch filter used for elastic vibration suppression is introduced, the verification idea for filter design in boost-phase and passive-phase stages of missile flight is analyzed, and the problem currently existing in mathematical simulation verification is pointed out. Based on the frequency modulation phenomenon, an online verification method of frequency compensation for the notch filter is put forward, and it can be found that the function can be applied to any order of elastic frequency verification through the theoretical derivation of the frequency compensation function. The verification of the designed notch filter is achieved by constructing the frequency compensation function of the missile body elastic, which not only verifies that the notch depth of the elastic frequency is consistent with the theoretical design value, but also simulates the basic characteristics of different elastic frequencies.

Keywords

elastic suppression, notch filter, verification method, frequency modulation phenomenon

Recommended Citation

Su Rixin, Zhang Ou. Research on Verification Method of Missile Elastic Suppression Based on Frequency Compensation[J]. Journal of System Simulation, 2024, 36(5): 1251-1256.

基于频率补偿的导弹弹性抑制验证方法研究

苏日新^{1,2}, 张欧^{3*}(1. 航天江南集团有限公司, 贵州 贵阳 550009; 2. 国防科技大学 空天科学学院, 湖南 长沙 410073;
3. 江南机电设计研究所, 贵州 贵阳 550009)

摘要: 针对导弹六自由度数学仿真中的弹体弹性模型, 开展弹性振动抑制的验证方法研究。介绍了用于导弹弹性振动抑制的陷波滤波器, 分析了导弹飞行主动段和被动段中滤波器设计的验证思路, 指出了目前在数学仿真验证中存在的问题。基于调频现象提出了一种频率补偿的陷波滤波器在线验证方法, 通过对频率补偿函数进行理论推导可发现, 该函数可适用于任何阶次的弹性频率验证。通过构建弹体弹性频率补偿函数实现了对所设计陷波滤波器的验证, 不仅验证了弹性频率的陷波深度与理论设计值一致, 还可以模拟不同弹性频率的基本特性。

关键词: 弹性抑制; 陷波滤波器; 验证方法; 调频现象

中图分类号: TP765.2 文献标志码: A 文章编号: 1004-731X(2024)05-1251-06

DOI: 10.16182/j.issn1004731x.joss.24-0264

引用格式: 苏日新, 张欧. 基于频率补偿的导弹弹性抑制验证方法研究[J]. 系统仿真学报, 2024, 36(5): 1251-1256.

Reference format: Su Rixin, Zhang Ou. Research on Verification Method of Missile Elastic Suppression Based on Frequency Compensation[J]. Journal of System Simulation, 2024, 36(5): 1251-1256.

Research on Verification Method of Missile Elastic Suppression Based on Frequency Compensation

Su Rixin^{1,2}, Zhang Ou^{3*}

(1. Aerospace Jiangnan Group Co., Ltd, Guiyang 550009, China; 2. College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China; 3. Jiangnan Design & Research Institute of Machinery & Electricity, Guiyang 550009, China)

Abstract: For the elastic model of missile body in six degree of freedom mathematical simulation, the research on the verification method of elastic vibration suppression is carried out. The notch filter used for elastic vibration suppression is introduced, the verification idea for filter design in boost-phase and passive-phase stages of missile flight is analyzed, and the problem currently existing in mathematical simulation verification is pointed out. Based on the frequency modulation phenomenon, an online verification method of frequency compensation for the notch filter is put forward, and it can be found that the function can be applied to any order of elastic frequency verification through the theoretical derivation of the frequency compensation function. The verification of the designed notch filter is achieved by constructing the frequency compensation function of the missile body elastic, which not only verifies that the notch depth of the elastic frequency is consistent with the theoretical design value, but also simulates the basic characteristics of different elastic frequencies.

Keywords: elastic suppression; notch filter; verification method; frequency modulation phenomenon

收稿日期: 2024-03-19

修回日期: 2024-04-08

第一作者: 苏日新(1975-), 女, 研究员, 博士生, 研究方向为制导控制。E-mail: rixinsu@163.com

通讯作者: 张欧(1993-), 男, 土家族, 高工, 博士, 研究方向为制导控制。E-mail: ouzhang_bjtu@163.com

0 引言

导弹在飞行过程中要承受很大的冲击与过载,在各种载荷作用下,弹体不可避免地会出现弹性振动现象,当固有频率接近弹体弹性振动频率时将引起共振,严重时会造成弹体解体。因此,在设计飞行控制系统时,需对弹性振动进行抑制^[1]。目前,工程中常采用陷波滤波器对弹体弹性频率进行抑制,使控制系统的频率特性在弹体模态频率处获得适当的增益衰减,保证控制系统的伺服弹性稳定性^[2]。

目前,针对弹体弹性振动抑制方法的研究主要有几个方面:①对弹体弹性模型的建模进行研究,如文献[3]通过研究弹性弹体的动力学方程得到了弹性弹体的数学仿真模型,并对此进行了半物理仿真;考虑到系统参数变化和外界干扰的影响,文献[4]在数学仿真实验建模中对弹性振动模型传递函数的参数设置为阻尼比不变,频率点下拉2 Hz、频率点不拉偏和频率点上拉2 Hz共3种状态,以此来等效模拟弹体弹性模型;考虑导弹时变性和非线性的可操纵弹性结构体,以及数学模型的复杂性,文献[5]把导弹看作一个可操纵刚体来推导数学模型,将导弹飞行控制系统进行了固化处理,确定六自由度的导弹刚体模型,没有考虑导弹弹性模型。②对弹体弹性振动影响进行分析,文献[6]考虑各升力建模的气动干扰问题,在没有固有振动模型条件下,对细长飞行器进行了气动伺服弹性发散分析;文献[7]分析了高超声速试飞器助推段频谱特性,包括一二三阶弹性频率,并指出需要对弹性振动幅值进行衰减,减小弹体振型斜率对惯组和速率陀螺的影响,加强控制系统在振动频率处的滤波作用;文献[8]考虑变后掠翼导弹的外形特点,建立了导弹几何模型,在不同变后掠角方式下对变后掠翼导弹的颤振特性进行了计算分析,研究了基于颤振特性的变后掠翼方式选取方案;文献[9]分析了导弹飞行过程中弹性弹体受到的力和力矩,建立了小扰动线性化方程组,给出了一个降阶的且可面向弹性振动

主动控制的状态空间模型,通过对某型导弹的幅相特性仿真分析,验证了弹体弹性振动对其运动系统的影响。③对弹体弹性模型进行振动抑制方法的研究,文献[10]在导弹的刚体与弹性体混合数学模型基础上,设计了广义最小二乘法的幅值滤波器,对弹体弹性振动进行抑制,并通过六自由度仿真算例验证了该方法的可行性;文献[11]采用陷波滤波器对导弹弹性频率进行抑制,利用双线性离散化方法,从陷波深度参数和陷波宽度参数进行设计,没有解决滤波器离散化后的频率偏移问题。

综上,目前少有文献报道如何在数学仿真或半实物仿真中验证弹体弹性抑制方法,缺乏对弹性抑制是否符合设计指标的验证方法研究。因此,针对导弹六自由度数学仿真中的弹性模型,如何在飞行控制系统中验证设计的弹性振动方法是否符合设计指标成为一项亟需解决的问题,本文将开展弹体弹性振动抑制的验证方法研究,有利于提升飞行控制系统设计的质量与可靠性。

1 弹性抑制及验证分析

1.1 抑制原理分析

目前,一般对于弹体弹性抑制的做法是加入针对弹体弹性频率的陷波滤波器。无论采用哪种结构的稳定控制回路,陷波滤波器一般都是加在阻尼回路前向、进入舵系统之前。陷波滤波器的传递函数为

$$G_{xb}(s) = \frac{T_{xb}^2 s^2 + 2\zeta_{xb2} T_{xb} s + 1}{T_{xb}^2 s^2 + 2\zeta_{xb1} T_{xb} s + 1} \quad (1)$$

式中: $T_{xb} = 1/\omega_{xb}$ 为陷波时常数, ω_{xb} 为陷波频率; ζ_{xb1} 和 ζ_{xb2} 为阻尼系数。

弹体弹性固有频率与质量有关,图1为导弹的一阶弹性频率变化模型,可以看出,弹性频率变化的相对维持不变的阶段,称之为被动段,此时导弹质量固定,弹性频率恒定,此阶段的检验只需提取出一个频率特性即可。通过提取的频率特性,可模拟出一个较为简单的弹性振型,例如,

$x = A \times \sin(\omega \times t)$ 的形式, 做相应陷波滤波器设计验证即可进行相关仿真验证弹性抑制效果。

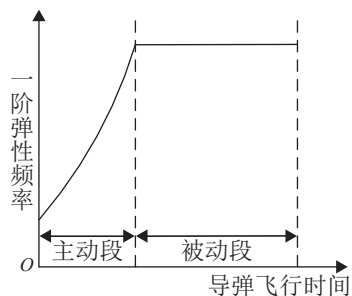


图 1 弹体一阶弹性频率变化图

Fig. 1 Diagram of the first-order elastic frequency variation of projectile

弹性频率在不断变化的阶段称之为主动段, 此时导弹质量在不断减小, 弹性频率在不断增加, 在数学仿真程序里面没有直接的验证方法, 最简单的就是在此阶段提取多个频率特性, 在主动段做分时间段的振型模拟来进行弹性抑制的验证。

1.2 问题分析

导弹飞行的被动段弹体弹性频率相对恒定, 可采用简单的模型做弹性频率模拟, 再进行数学仿真验证, 因此, 本文只讨论主动段的验证。

在通信原理中, 若信号 $y = A \times \sin(\omega(t) \times t)$, 其中, A 为幅值; $\omega(t) = 2\pi f(t)$ 为主动段频率, 它是随时间变化的函数, 那么信号 y 在某一时刻 t_0 处的瞬时频率为

$$f_{瞬} = \frac{\partial(\omega(t) \times t)}{\partial t} \Big|_{t=t_0} = \omega(t) + \frac{\partial\omega(t)}{\partial t} \times t \Big|_{t=t_0} \quad (2)$$

信号 y 在某一时刻 t_0 处的中心频率为

$$f_{中} = \omega(t) \Big|_{t=t_0} \quad (3)$$

信号 y 在 t_0 时刻的频率偏移为

$$f_{偏} = f_{瞬} - f_{中} = \frac{\partial\omega(t)}{\partial t} \times t \Big|_{t=t_0} \quad (4)$$

如果用 y 信号来表征弹性频率, 那么因为频率偏移现象, 每一时刻的频率所带入的瞬时频率并不能够表征此时振型特性的中心频率, 采用这种频率特性进行数学仿真时, 在理论上会存在偏差。

若 $t = 1:0.001:10$, $f = 1:0.001:10$, 可以看出 f 和 t

是最简单的线性关系, 即 $f(t) = t$ 。根据上述原理可知

$$f_{瞬} = 2t \Big|_{t=t_0} \quad (5)$$

$$f_{中} = t \Big|_{t=t_0} \quad (6)$$

假设 $t_0 = 1.5$, 即 $f_{瞬} = 3$, $f_{中} = 1.5$, 所以频率偏移相差 1.5 Hz, 如图 2 所示。

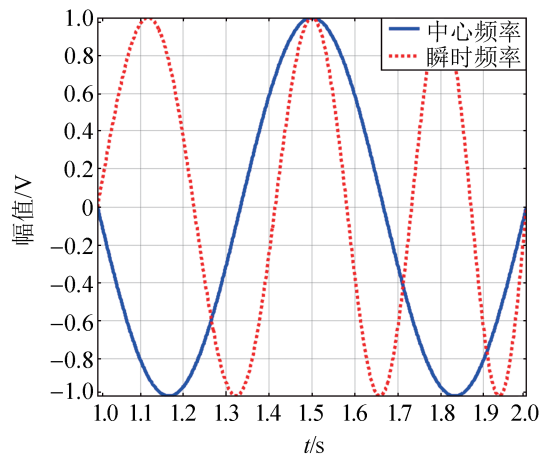


图 2 频率偏移现象

Fig. 2 Frequency shift phenomenon

2 验证方法研究

在主动段直接模拟弹性频率, 能够直接体现弹性频率的变化, 全面覆盖弹性频率特性, 但是会带来频率偏移现象。基于此, 提出 2 种方法对主动段弹性频率抑制进行验证。

2.1 分时间段

分时间段就是在每个时间段进行简单弹性频率模拟, 再做数学仿真验证:

$$x = \begin{cases} A \times \sin(\omega_1 \times t), & t \leq t_1 \\ A \times \sin(\omega_2 \times t), & t_1 < t \leq t_2 \\ A \times \sin(\omega_i \times t), & t_{i-1} < t \leq t_i, \quad i = 3, 4, \dots, n \\ \dots \end{cases} \quad (7)$$

然后再按照被动段的方法进行验证即可, 分段区间越短, ω_i 所能表征的频率特征就越多。

由上述原理可知, 该方法原理简单、易于理解, 但需分段模拟无数个频率点, 在六自由度仿真验证中操作复杂, 不易于工程实践应用。

2.2 频偏补偿函数验证方法

首先, 考虑是否存在一个可以表征弹性频率变化的全体特性函数, 采用结构上的补偿方式, 消除频率偏移。针对信号 $y=A \times \sin(\omega(t) \times t)$, 若存在一个补偿函数 $H(t)$, 使信号变成了 $y_p=A \times \sin((\omega(t)-H(t)) \times t)$, 则

$$\omega_p(t) = (\omega(t) - H(t)) \times t \quad (8)$$

那么, 瞬时频率为

$$f_{p\text{瞬}} = \frac{\partial(\omega_p(t))}{\partial t} = \frac{\partial((\omega(t) - H(t)) \times t)}{\partial t} = \omega(t) + \frac{\partial(\omega(t))}{\partial t} t - H(t) - \frac{\partial(H(t))}{\partial t} t \quad (9)$$

所以, 信号在任意时刻 t 的频率偏移为

$$f_{p\text{偏}} = f_{p\text{瞬}} - f_{\text{中}} = \omega(t) + \frac{\partial(\omega(t))}{\partial t} t - H(t) - \frac{\partial(H(t))}{\partial t} t - \omega(t) = \frac{\partial(\omega(t))}{\partial t} t - H(t) - \frac{\partial(H(t))}{\partial t} t \quad (10)$$

若想要频率偏移为0, 则

$$H(t) + \frac{\partial(H(t))}{\partial t} t = \frac{\partial(\omega(t))}{\partial t} t \quad (11)$$

(1) 若 $\omega(t)$ 与时间 t 为一阶线性关系

假设 $\omega(t) = A_1 \times t + A_0$ 为已知函数, 求补偿函数

$H(t)$, 假定 $H(t) = B_1 \times t + B_0$, 根据式(11)有

$$B_1 \times t + B_0 + B_1 \times t = A_1 \times t \Leftrightarrow 2B_1 \times t + B_0 = A_1 \times t \quad (12)$$

由此可得

$$B_1 = A_1/2, B_0 = 0 \quad (13)$$

(2) 若 $\omega(t)$ 与时间 t 为二阶非线性关系

假设 $\omega(t) = A_2 \times t^2 + A_1 \times t + A_0$ 为已知函数, 补偿函数 $H(t) = B_2 \times t^2 + B_1 \times t + B_0$, 根据式(11)有

$$B_2 \times t^2 + B_1 \times t + B_0 + 2B_2 \times t^2 + B_1 \times t = 2A_2 \times t^2 + A_1 \times t \Leftrightarrow 3B_2 \times t^2 + 2B_1 \times t + B_0 = 2A_2 \times t^2 + A_1 \times t \quad (14)$$

由此可得

$$\begin{cases} B_2 = 2A_2/3, B_1 = A_1/2 \\ B_0 = 0 \end{cases} \quad (15)$$

(3) 若 $\omega(t)$ 与时间 t 为 n (n 为大于1的正整数) 阶非线性关系

假设 $\omega(t)$ 为已知函数:

$$\omega(t) = A_n \times t^n + A_{n-1} \times t^{n-1} + \dots + A_2 \times t^2 + A_1 \times t + A_0 \quad (16)$$

假定补偿函数为

$$H(t) = B_n \times t^n + B_{n-1} \times t^{n-1} + \dots + B_2 \times t^2 + B_1 \times t + B_0 \quad (17)$$

则根据式(11)有

$$\begin{aligned} H(t) + \frac{\partial(H(t))}{\partial t} t &= \frac{\partial(\omega(t))}{\partial t} t \\ &\Downarrow \\ H(t) + \frac{\partial(H(t))}{\partial t} t &= (B_n \times t^n + B_{n-1} \times t^{n-1} + \dots + B_1 \times t + B_0) + (nB_n \times t^n + (n-1)B_{n-1} \times t^{n-1} + \dots + 2B_2 \times t^2 + B_1 \times t) \\ &= (n+1)B_n \times t^n + nB_{n-1} \times t^{n-1} + (n-1)B_{n-2} \times t^{n-2} + \dots + 3B_2 \times t^2 + 2B_1 \times t + B_0 \\ \frac{\partial(\omega(t))}{\partial t} t &= nA_n \times t^n + (n-1)A_{n-1} \times t^{n-1} + (n-2)A_{n-2} \times t^{n-2} + \dots + 2A_2 \times t^2 + A_1 \times t \end{aligned} \quad (18)$$

式(18)左右两边相等, 可求出假定补偿函数 $H(t)$

的参数为 $B_n = \frac{n}{n+1} A_n, B_{n-1} = \frac{n-1}{n} A_{n-1}, \dots, B_2 = \frac{2}{3} A_2, B_1 = A_1/2, B_0 = 0, n = 1, 2, \dots$ 。

通过检验, 补偿函数 $H(t)$ 适用于任意阶数的弹性频率 $\omega(t)$ 。因此, 若想要频率偏移为0, 则只需要按照上述方法构造一个补偿函数 $H(t)$ 即可, 这样就可以对弹体弹性抑制进行在线验证。

3 仿真校验

为了方便验证构建频率补偿函数, 假设主动段弹体弹性频率为一阶线性关系:

$$\omega(t) = 6.25 \times t + 150 \quad (19)$$

因此, 验证函数为

$$y = A \times \sin(\omega(t) \times t) = A \times \sin((6.25 \times t + 150) \times t) \quad (20)$$

根据2.2节可得新的频率函数为

$$y_p = A \times \sin((\omega(t) - H(t)) \times t) = A \times \sin\left(\left(6.25 \times t + 150 - \frac{6.25}{2} t\right) \times t\right) \quad (21)$$

若 $t=12.64\text{ s}$, 则 $\omega=229\text{ rad/s}$, 在数学仿真中按照补偿频率偏移函数对该频率点进行弹性抑制验证。假设式(1)中阻尼比 ζ_{xb2} 、 ζ_{xb1} 分别为 0.01、0.5, 则陷波深度为 $20 \times \lg(\zeta_{xb2}/\zeta_{xb1})=-33.98\text{ dB}$, 陷波滤波器的特性如图 3 所示。从图 3 可知, 在频率 229 rad/s 处对应的陷波深度为 -34 dB 。

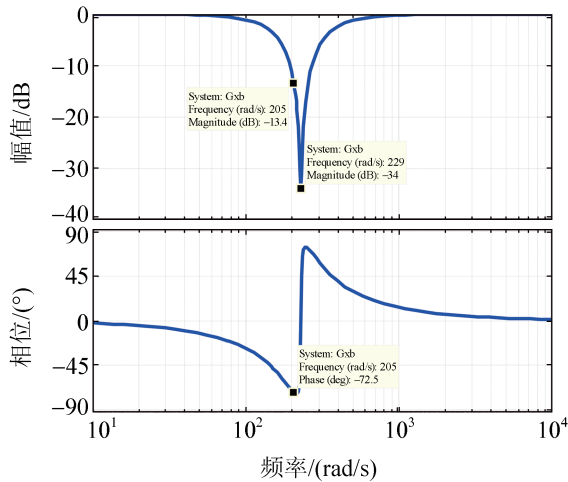


图 3 陷波滤波器伯德图

Fig. 3 Bode diagram of notch filter

按照式(21), 在一阶陷波滤波器前的舵信号 $udx1$ 加入幅值为 10 V 、频率为 229 rad/s 的正弦信号, 滤波后的信号为 $udx1p$, 验证结果如图 4~5 所示。

从上述可知, 滤波前信号的幅值为 19.9 V , 经过陷波滤波器后的信号幅值为 0.4 V , 因此可求陷波器深度为 $20 \times \lg(0.4/19.9)=-33.94\text{ dB}$, 与理论设计值相符合。此外, 为了验证所设计方法对于其他频率点的适用性, 选取频率为 205 rad/s 作为试验点, 从图 3 可知, 在频率 205 rad/s 处对应的陷波深度为 -13.4 dB 、相位延迟为 72.5° 。该频率点滤波前后的舵信号放大图如图 6 所示。

从图 6 可知, 滤波前信号的幅值为 19.97 V , 经过陷波滤波器后的信号幅值为 4.38 V , 因此, 可求陷波器深度为 $20 \times \lg(4.38/19.97)=-13.2\text{ dB}$, 与理论设计值相符合。

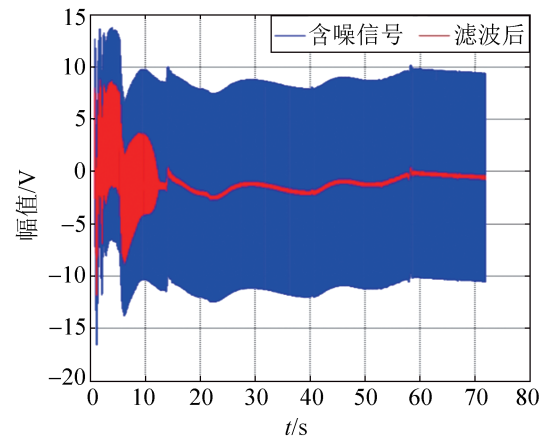


图 4 滤波前后舵信号对比图

Fig. 4 Comparison of rudder signal before and after filtering

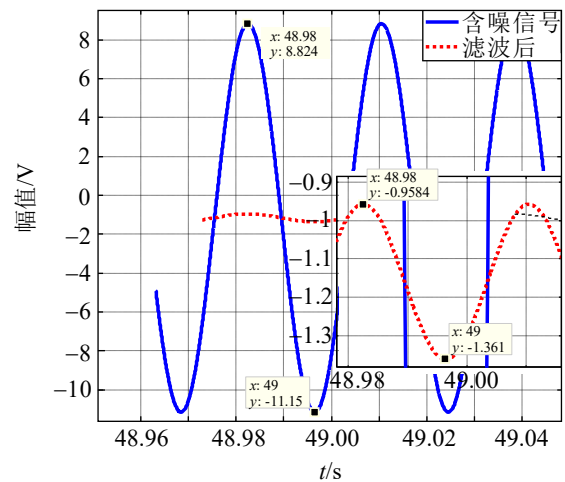


图 5 滤波前后局部放大图 I

Fig. 5 Partial enlarged fig.I before and after filtering

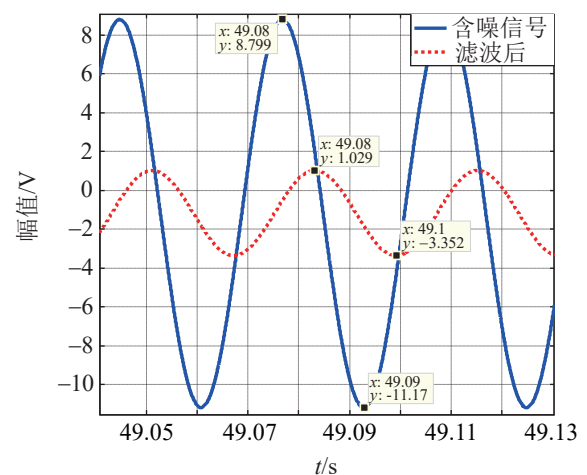


图 6 滤波前后局部放大图 II

Fig. 6 Partial enlarged fig.II before and after filtering

4 结论

本文开展了弹体弹性抑制的验证方法研究, 基于调频现象提出了一种频率补偿的陷波滤波器在线验证方法, 该频率补偿函数可以适应于任何阶次的弹性频率。针对主动段弹性频率直接验证带来频率偏移的问题, 通过构建的弹体弹性补偿函数实现了对陷波滤波器的有效验证, 数学仿真结果验证了弹性频率的陷波深度与理论设计值一致, 提升了飞行控制系统设计的质量与可靠性, 具有较强的工程应用价值。

参考文献:

- [1] 张志健, 王小虎, 王铁军. 基于插值DFT的弹体弹性自适应陷波方法[J]. 宇航学报, 2013, 34(9): 1239-1245.
Zhang Zhijian, Wang Xiaohu, Wang Tiejun. An Interpolated DFT Based Adaptive Notch Filter for Missile Bending Mode Suppression[J]. Journal of Astronautics, 2013, 34(9): 1239-1245.
- [2] 蒲利东, 罗务揆, 严泽洲. 气动伺服弹性系统结构陷波滤波器优化设计[J]. 工程力学, 2018, 35(4): 235-241.
Pu Lidong, Luo Wukui, Yan Zezhou. Optimal Design for Notch Filter of Aeroservoelastic Systems[J]. Engineering Mechanics, 2018, 35(4): 235-241.
- [3] 刘莉, 王岩松, 周思达, 等. 考虑弹体弹性的导弹半物理仿真方法与影响分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(4): 639-645.
Liu Li, Wang Yansong, Zhou Sida, et al. Hardware-in-the-loop Simulation Method and Influence Analysis of Missiles Considering Body Elasticity[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(4): 639-645.
- [4] 宿常鹏, 王雪梅, 许哲, 等. 导弹姿态控制系统弹性振动抑制问题研究[J]. 火箭与制导学报, 2019, 39(5): 154-157, 162.
Su Changpeng, Wang Xuemei, Xu Zhe, et al. Research on Elastic Vibration Suppression of Missile Attitude Control System[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2019, 39(5): 154-157, 162.
- [5] 雷虎民, 楼顺天, 刘兴堂, 等. 六自由度导弹制导系统的建模与仿真研究[J]. 系统仿真学报, 1999, 11(1): 30-33.
Lei Humin, Lou Shuntian, Liu Xingtang, et al. Six-degree-of-freedom Modelling and Simulation for Missile Guidance Systems[J]. Journal of System Simulation, 1999, 11(1): 30-33.
- [6] 陈文俊. 飞航导弹气动弹性研究工作探讨[J]. 战术导弹技术, 1998(3): 21-28.
Chen Wenjun. Exploration on Aeroelastic Study for Aerodynamic Missile[J]. Tactical Missile Technology, 1998(3): 21-28.
- [7] 许志, 马宗占, 唐硕. 一种高超声速试飞器助推段主动弹性抑制方法[J]. 宇航学报, 2019, 40(10): 1234-1242.
Xu Zhi, Ma Zongzhan, Tang Shuo. Active Elastic Control for Boost Stage of a Hypersonic Test Vehicle[J]. Journal of Astronautics, 2019, 40(10): 1234-1242.
- [8] 郜阳, 李彦彬, 王颖, 等. 基于颤振特性的导弹变后掠翼方式研究[J]. 系统仿真学报, 2021, 33(5): 1224-1232.
Gao Yang, Li Yanbin, Wang Ying, et al. Research on Variable Swept Wing Mode of Missile Based on Flutter Characteristics[J]. Journal of System Simulation, 2021, 33(5): 1224-1232.
- [9] 董小萌, 刘晓东, 王建敏. 摆动喷管推力矢量控制弹性弹体的建模研究[J]. 系统仿真学报, 2014, 26(3): 650-656, 681.
Dong Xiaomeng, Liu Xiaodong, Wang Jianmin. Modeling Research of Elastic Missile Body with Swing Nozzle Thrust Vector Control[J]. Journal of System Simulation, 2014, 26(3): 650-656, 681.
- [10] 李良, 李友年, 陈星阳. 基于广义最小二乘法的空空导弹幅值滤波器设计方法[J]. 航空兵器, 2020, 27(1): 46-51.
Li Liang, Li Younian, Chen Xingyang. Amplitude Filter Design of Air-to-air Missile Based on the Generalized Least Square Method[J]. Aero Weaponry, 2020, 27(1): 46-51.
- [11] 郑子元, 林俊, 孔寒雪, 等. 导弹弹性振动在线辨识及自适应抑制[J]. 飞控与探测, 2019, 2(6): 41-47.
Zheng Ziyuan, Lin Jun, Kong Hanxue, et al. Missile Elastic Vibration Identification and Adaptive Suppression [J]. Flight Control & Detection, 2019, 2(6): 41-47.