

文章编号: 1001- 2486(2010) 05- 0044- 05

固体运载器姿态控制系统自适应滤波器设计*

刘 昆, 孙 平

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要: 采用大长细比、轻结构质量设计方案的固体运载器结构刚度较小, 姿态控制系统设计需要考虑弹性振动的影响。设计了自适应滤波器实现对箭体弹性振动信号的抑制: 将滤波器参数自适应问题转化为系统参数辨识问题, 通过 Steiglitz- McBride 参数辨识方法求解, 该方法具有计算复杂性低、收敛迅速等特点, 适用于箭上计算机实时计算。通过闭环仿真表明, 在箭体弹性频率发生变化的条件下, 具有自适应滤波器的控制系统能够跟踪这种变化, 有效抑制振动信号对控制器的影响, 保持运载器姿态运动稳定。

关键词: 固体运载器; 姿态控制; 弹性; 自适应陷波器

中图分类号: TJ765 文献标识码: A

An Adaptive Notch Filter for Solid Launcher Attitude Control System

LIU Kun, SUN Ping

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: An adaptive notch filter design that considers the body-bending vibration associated with the attitude control of a solid launcher is discussed. The problem of obtaining a notch filter from a given signal was first formulated as the conventional problem of system identification. Then the proposed adaptive notch filter was developed via the algorithm of Steiglitz-McBride. The new adaptive notch filter exhibits fast convergence speed and an excellent capability to frequency tracking in signals. Applying this adaptive notch filter to the launcher results in stable response characteristics of the attitude control system, which is unstable without adaptation.

Key words: solid launcher; attitude control; flexible; adaptive notch filter

目前, 以美国为代表的许多国家纷纷大力发展应急空间技术, 对低成本小型固体运载器提出了更多的需求^[1]。为提高运载能力, 小型固体运载器箭体长细比较传统大型火箭有所增加, 加之采用复合材料发动机技术, 使得箭体结构刚度降低, 固有振动频率较低, 箭体低阶弹性振动模态容易受到外界干扰的激励, 产生较大的振动, 对刚性箭体姿态运动的稳定性带来不利影响^[2]。陷波滤波器可以对弹性模态进行有效的幅值稳定, 同时对低频刚体的幅相裕度影响较小, 是消除弹性振动对刚体姿态稳定控制系统影响的有效手段之一。但设计滤波器必须准确知道弹性模态频率, 这在实际中是比较困难的, 因为运载器飞行过程中弹性模态频率是时变的, 和地面试验所得数据也存在差异。因此, 使用陷波滤波器对弹性振动进行幅值稳定的关键就是对弹性模态频率进行在线参数估计。

在线参数估计问题属于随机信号处理的范畴, 通常采用卡尔曼滤波方法或自适应滤波方法。卡尔曼滤波只有在对信号和噪声的统计特性已知的情况下, 才能获得最优滤波。但在实际应用中, 常常无法得到这些统计特性, 或者统计特性是随时间变化的。因此, 自适应滤波更适用于运载器弹性模态频率在线估计问题。自适应陷波器(Adaptive Notch Filter, ANF)可以通过有限冲击响应模型或无限冲击响应模型实现。实际应用中, 由于后者需要处理的参数更少, 大多数自适应陷波器是通过无限冲击响应模型实现。文献[3]针对 KSR-II 运载器姿态控制系统中的一阶弹性模态动态辨识问题设计了基于 Gauss-Newton 算法的自适应陷波器, 但忽略了二阶以上弹性模态; 文献[4]设计了级联的 ANF 对运载器多阶弹性模态进行估计, 取得了较好效果, 但仅适用于模态频率缓变的情况。此外, 在通信、声学 and 地震检测等领域, 自回归模型(AR)法、滑动平均模型(MA)法和自回归滑动平均模型(ARMA)法等参数模型方法以

* 收稿日期: 2010- 04- 05

作者简介: 刘昆(1964-), 男, 教授, 博士生导师。

及特征分解方法如 MUSIC、ESPRIT 等也是实现自适应陷波器的有效方法,但这些方法或者对初值敏感,或者难以实时实现^[5],均不适用于箭上计算机使用。

本文将固体运载器姿态控制系统滤波器参数自适应问题转化为系统参数辨识的问题来处理,通过参数辨识问题中常用的 Steiglitz-McBride 方法^[6]进行求解,该方法具有计算复杂性低、收敛迅速等特点,适用于箭上计算机计算,且通过对参数的合理设置,能够较好地应对运载器飞行过程中由于存在多阶振动模式、质量变化、级间分离、设计偏差和各种不确定因素而可能带来的多个频率辨识问题、相近频率区分问题、突变频率跟踪问题等复杂情况。文中详细给出了基于 Steiglitz-McBride 方法的自适应滤波器设计模型,分析了模型中参数对滤波器性能的影响,并通过数值仿真将所设计的自适应滤波器引入姿态稳定控制回路以验证滤波器的性能。

1 运载器弹性振动模型

通常采用无约束的非均匀梁模型近似箭体的弹性振动,梁模型的振动运动方程为

$$\frac{\partial^2}{\partial x^2} \left[EI \frac{\partial^2 y}{\partial x^2} \right] + m(x) \frac{\partial^2 y}{\partial t^2} = f(x, t) \quad (1)$$

其中, E 为弹性模量, I 为相对未变形轴的转动惯量, m 为单位长度的质量, y 为由振动引起的位移, f 为外力作用。

假设 $y(x, t)$ 具有无穷级数形式

$$y(x, t) = \sum_{i=1}^{\infty} W_i(x) q_i(t) \quad (2)$$

其中, $W_i(x)$ 、 $q_i(t)$ 分别为振型函数和广义坐标。

经推导,可以得到分离形式的振动方程

$$\ddot{q}_j + 2\zeta_j \omega_j \dot{q}_j + \omega_j^2 q_j = \frac{F_j}{M_j}, \quad j = 1, 2, \dots \quad (3)$$

其中, j 表示第 j 阶振型, ζ_j 、 ω_j 分别表示阻尼比与特征频率。 F_j 与 M_j 分别表示广义力与广义质量。

箭体的弹性振动对姿态稳定控制系统的影响主要是通过安装在箭体上的陀螺敏感元件引入的,姿态角传感器和姿态速率陀螺测量的结果可以表达为

$$\varphi_s = \varphi - \sum_{i=1}^n q_i(t) W'_i(x); \quad \dot{\varphi}_s = \dot{\varphi} - \sum_{i=1}^n \dot{q}_i(t) W'_i(x) \quad (4)$$

其中,下标为 s 的量表示传感器的测量值。

对于运载器的弹性振动,一般采用幅值稳定的方法,采用无限冲击响应滤波器,即可实现在弹性振动的频率处增益为 0,从而阻碍弹性振动信号进入控制系统。由于运载器在飞行过程中弹性振动的频率是时变的,因此需要能够跟踪这种变化的自适应滤波器。

2 自适应滤波器设计与分析

2.1 基于系统辨识的滤波器模型

待处理信号具有形式

$$y(n) = \sum_{i=1}^m c_i \sin(w_i n + \phi_i) + e(n) \quad (5)$$

其中, c_i 、 ϕ_i 、 w_i 分别为正弦信号的幅值、相位和频率, $e(n)$ 为测量噪声。

为了辨识 w_i , 通常采用具有如下结构^[7]的陷波器:

$$H = \frac{A(q^{-1})}{A(\Omega_T^{-1})} = \frac{\prod_{i=1}^m (1 - 2\cos w_i q^{-1} + q^{-2})}{A(\Omega_T^{-1})} = \frac{1 + a_1 q^{-1} + \dots + a_m q^{-m} + \dots + a_1 q^{-2m+1} + q^{-2m}}{A(\Omega_T^{-1})} \quad (6)$$

将 $y(n)$ 作为滤波器输入,将寻找参数 a_i 的过程认为是一个优化过程,即当 $\rho \rightarrow 1$ 时,有

$$\min_{a_i, i=1, \dots, m} E[\varepsilon^2(n)] \quad (7)$$

这样, 滤波器输出 $\varepsilon(n) \rightarrow e(n)$, 实现了对多个固定频率正弦信号的滤波。

将上述滤波器结构描述为如图 1 所示的系统辨识模型。

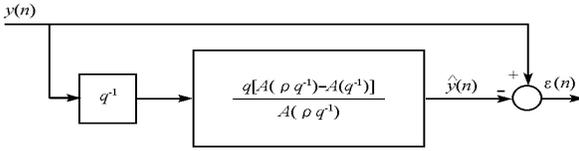


图 1 自适应滤波器的系统辨识结构实现

Fig. 1 System identification model for adaptive filter

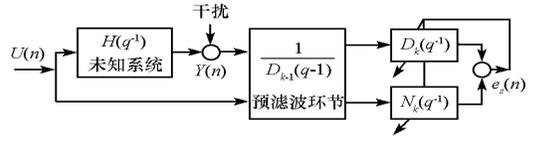


图 2 SMM 系统辨识模型

Fig. 2 System identification method based on SMM

通过图 1 中的模型, 将滤波器实现转化为对于模型 $\frac{q[A(\rho q^{-1}) - A(q^{-1})]}{A(\rho q^{-1})}$ 的辨识, 即模型的输出 $\hat{y}(n)$ 与期望输出 $y(n)$ 的差值的最小方差的期望值达到最小。

2.2 Steiglitz-mcBride 方法 (SMM)

SMM^[7] 是一种系统辨识方法, 具有收敛迅速, 计算代价低, 能够在理论上证明其解的收敛性等特点, 在信号处理领域得到广泛的应用。图 2 是该算法的结构图, 为了通过输入 $U(n)$ 和输出 $Y(n)$ 估计系统参数, 算法初始化时将预滤波分母多项式 $D_o(q^{-1})$ 的系数设置为任意值, 迭代计算 $e_s(n)$ 的均方误差, 以 $e_s(n)$ 的均方误差最小为准则确定 $D_k(q^{-1})$ 和 $N_k(q^{-1})$ 的系数, 并更新预滤波多项式直至收敛, 获得系统模型 $H(q^{-1}) = D_k(q^{-1})/N_k(q^{-1})$ 。

2.3 基于 SMM 的自适应陷波器算法

通过系统辨识方法实现自适应陷波器的算法结构框图如图 3 所示, 它可以看做是图 1 与图 2 的结合^[7]。图中参数 Δ 代表时延参数, 用它替代单位时延可以处理噪声的相关性, 实现在有色噪声情况下的近似估计。

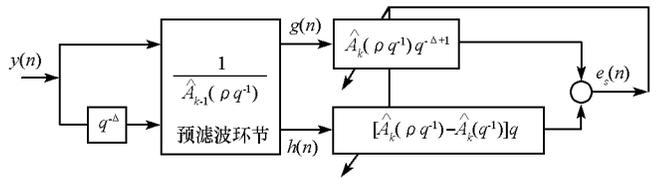


图 3 基于系统辨识的自适应滤波器系统

Fig. 3 Adaptive filter system based on system identification method

基于 SMM 的自适应滤波器算法的基本流程如下:

(1) 参数初始化

$$m, \Delta, \lambda, \lambda_r, \lambda_\infty, \rho, \rho_r, \rho_\infty, K \quad (8)$$

$$\hat{\theta}(-1) = [\hat{a}_1(n), \dots, \hat{a}_m(n)]^T, \quad \mathbf{P}(-1) = \mathbf{K}; \quad h(i) = g(i) = 0 \quad (i = -2m, \dots, -1) \quad (9)$$

(2) 循环

$$g(n) = y(n) - \rho^{2m} g(n-2m) - \sum_{i=1}^{m-1} [\rho^i g(n-i) + \rho^{2m-i} g(n-2m+i)] \cdot \hat{a}_i(n-1) - \rho^m g(n-m) \hat{a}_m(n-1) \quad (10)$$

$$h(n) = y(n-\Delta) - \rho^{2m} h(n-2m) - \sum_{i=1}^{m-1} [\rho^i h(n-i) + \rho^{2m-i} h(n-2m+i)] \cdot \hat{a}_i(n-1) - \rho^m h(n-m) \hat{a}_m(n-1) - \rho^i g(n-i-\Delta+1) - \rho^{2m-i} g(n-2m+i-\Delta+1) + [\rho-1] h(n-i+1) + \dots \quad (11)$$

$$\Psi_i(n) = \begin{cases} [\rho^{2m-i} - 1] h(n-2m+i+1) & (i = 1, \dots, m-1) \\ -\rho^m g(n-m-\Delta+1) + [\rho^m - 1] h(n-m+1) & (i = m) \end{cases} \quad (12)$$

$$\Psi(n) = [\Psi_1(n), \dots, \Psi_m(n)]^T \quad (13)$$

$$e_s(n) = g(n-\Delta+1) + \rho^{2m} g(n-2m-\Delta+1) - [\rho^{2m} - 1] h(n-2m+1) - \Psi^T(n) \hat{\theta}(n-1) \quad (14)$$

$$\hat{\theta}(n) = \hat{\theta}(n-1) + \mathbf{P}(n) \Psi(n) e_s(n) \quad (15)$$

$$\begin{cases} \lambda = \lambda \lambda + \left(1 - \lambda\right) \lambda_{\infty} \\ \rho = \rho \rho + \left(1 - \rho\right) \rho_{\infty} \end{cases} \quad (16)$$

在式(8)~(16)中,参数 ρ 决定了陷波频带宽,若选择 ρ 趋近于1,则表明陷波器传函中极点十分靠近零点,这样得到的陷阱很窄,能够精确地描述需要辨识的频率,但也可能由于陷阱过窄而无法感知信号的存在。因此,采用自适应的方式选择 ρ ,滤波开始阶段,取较小的 ρ 值,使算法收敛到期望的传递函数,然后再增大 ρ ,使得辨识的频率准确。参数 λ 定义为遗忘因子,表示当前辨识的频率与历史数据的关系,其作用是跟踪频率的变化,当频率不变时,可以认为 $\lambda=1$,当频率变化时, λ 取较小值比较容易跟踪频率的变化,和参数 ρ 的处理方式相似,可以在初始阶段取较小的 λ 值,采用自适应的方式更新 λ 。

3 仿真算例

采用自适应滤波器的控制系统结构框图见图4。通过建立六自由度模型模拟运载器运动,姿态控制由燃气舵完成,仿真步长选择0.01s,姿态控制律选择PID控制,控制器的设计是基于刚体模型的,通过在惯性测量组件的输出端应用滤波器阻止弹性振动信号进入控制器。

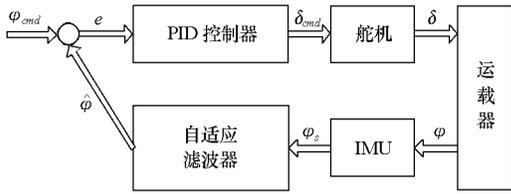


图4 控制系统框图

Fig. 4 Attitude control system

下面给出采用自适应滤波器的姿态控制系统仿真结果,陷波器的参数选择为 $\rho_0 = 0.95$, $\rho_{\infty} = 0.9$, ρ 的初值为0.85,假设一阶模态初始时刻的频率估计误差为1Hz,二阶模态初始时刻的频率估计误差为2Hz,仿真结果如图5和6所示。

可以看出,在2s之内,自适应滤波器收敛,能够实现对于振动频率的准确跟踪。在滤波器震荡过程中,姿态角偏差最大值在 10° 左右,滤波器收敛后,姿态角能够准确地跟踪程序姿态角,偏差不超过 1° ,舵偏角也能控制在其运动范围之内。这说明在存在不确定的、时变的箭体弹性振动运动的情况下,采用自适应陷波器的姿态控制系统能够完成姿态稳定和控制任务。

箭体的弹性振动模态除了连续变化之外,还可能存在突变情况,如级间分离前后。为了研究陷波器的性能,假设在25s时箭体的振动模态频率发生突变,如图7中一、二阶模态频率真实值曲线所示,在此情况下,自适应控制系统的性能如图7和图8所示,可以看出,陷波器对于突变的频率也能实现较好跟踪,在频率出现不连续变化后,两秒之内实现稳定跟踪,对于姿态角没有明显影响,仅是舵偏角有所增加,以补偿由于频率估计误差而进入控制系统的振动。

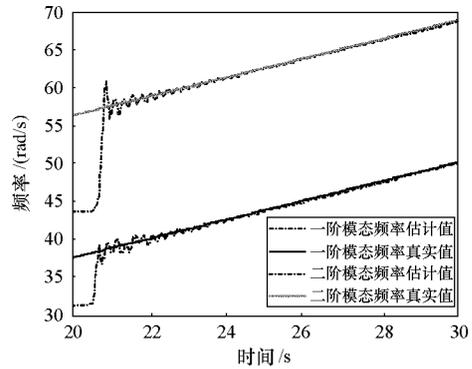


图5 自适应滤波器对连续变化振动频率的跟踪情况

Fig. 5 Adaptive filter capability for tracing the continue vibration

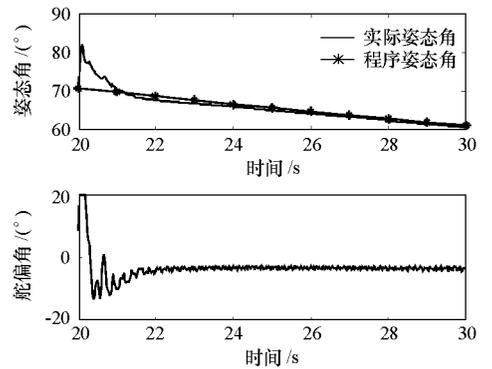


图6 自适应控制系统性能

Fig. 6 System performance while using the adaptive filter

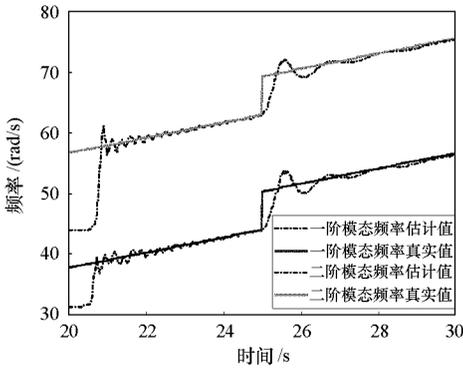


图7 自适应滤波器对非连续变化振动频率的跟踪情况

Fig. 7 Adaptive filter capability for tracing the non-continue vibration

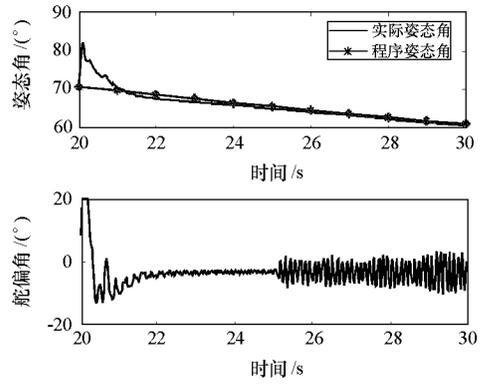


图8 自适应控制系统性能

Fig. 8 System performance while using the adaptive filter

4 结论

弹性形变对固体运载器姿态控制系统具有不可忽略的影响,为了抑制弹性振动信号进入控制器,设计了基于 Steiglitz-McBride 方法的自适应陷波器。给出了箭体刚体和弹性运动方程与动力学方程,在此基础上,将陷波器参数自适应问题转化为系统参数辨识的问题来处理,给出了通过 Steiglitz-McBride 方法进行参数辨识的算法流程,分析了参数的影响。通过闭环仿真验证了所设计的方法具有计算复杂性低、收敛迅速等特点,能够有效抑制弹性振动对运载器姿态运动的影响,采用自适应陷波器的控制系统能够在箭体固有振动频率改变的情况下保持姿态运动稳定,控制舵偏角保持在合理范围以内,且自适应陷波器能够跟踪振动频率的突变。

参考文献:

- [1] Cooper L. The Strategy of Responsive Space: Assured Access to Space Revisited [C]// 1st Responsive Space Conference, Redondo Beach, CA, 2003, AIAA- LA Section/SSC 2003- 1003.
- [2] 徐延万. 控制系统设计[M]. 北京: 宇航出版社, 1990, 311- 367.
- [3] Choi H D, Bang H. An Adaptive Control Approach to the Attitude Control of a Flexible Rocket [J]. Control Engineering Practice, 2000(8): 1003 - 1010.
- [4] Choong-seok O, Bang H, Chang-Su Park. Attitude Control of a Flexible Launch Vehicle Using an Adaptive Notch Filter: Ground Experiment [J]. Control Engineering Practice, 2008, 16: 30- 42.
- [5] 张磊, 束立红, 刘永光, 等. 基于级联自适应陷波器的正弦波频率估计[J]. 信号处理, 2006, 22 (3): 387.
- [6] Steiglitz K, McBride L E. A Technique for the Identification of Linear Systems[J]. IEEE Trans. Automat Control 1965 (10): 461- 464.
- [7] Cheng M H, Tsai J L. A New IIR Adaptive Notch Filter [J]. Signal Processing, 2006, 86: 1648- 1655.