

doi: 10.7690/bgzdh.2018.02.019

弹载 MEMS 加速度计自适应滤波算法

贺江涛, 杨宇星

(中国航天科技集团第四研究院四十一所 112 研究室, 西安 710025)

摘要: 为了降低导弹过载的测量噪声, 提出一种弹载微机电系统(micro electro mechanical system, MEMS)加速度计自适应滤波器的设计方法。该方法根据过载变化来设定条件阈值, 对滤波系数进行自适应调节, 提高了导弹过载测量精度。仿真结果表明: 该滤波算法可有效将加速度计测量噪声标准差从 $0.020\ 6\ \text{m/s}^2$ 降低到 $0.006\ 1\ \text{m/s}^2$, 较好地兼顾了加速度计在低过载下数据平滑性和高过载下数据灵敏性的要求。

关键词: 自适应滤波; 微机械系统加速度计; 过载; 条件阈值

中图分类号: TJ761.1 **文献标志码:** A

Adaptive Filtering Algorithm of Missile Borne MEMS Accelerometer

He Jiangtao, Yang Yuxing

(No. 112 Research Laboratory of No. 41 Institute, No. 4 Institute of CASA, Xi'an 710025, China)

Abstract: In order to measurement noise of missile overload, an adaptive filtering algorithm on missile borne MEMS accelerometer is proposed. This method set condition threshold according to overload variation, carry out adaptive adjust filtering coefficient, improve missile overload accuracy. Simulation results show that the adaptive filter can effectively suppress the error of standard deviation of noise signal from $0.020\ 6\ \text{m/s}^2$ before to $0.006\ 1\ \text{m/s}^2$, and achieve a good balance between smoothness in low overload and sensitivity in high overload.

Keywords: adaptive filter; MEMS accelerometer; overload; condition threshold

0 引言

近年来,随着微机电系统(MEMS)技术的发展,由微陀螺仪和微加速度计组成的微惯性导航系统,以其体积小、质量轻、成本低和环境适应能力强等优点,越来越受到战术武器及民用领域的青睐^[1-2]。微加速度计是微惯性导航系统的核心器件。它的测量精度对惯性导航系统的初始对准、速度误差有直接影响。微加速度计测量值中不可避免地含有噪声,真实有用的信号往往“隐身”在与运动状态无关的毛刺中。工程应用中常采用各种滤波来减小噪声在有用信号中的比重,提高信号的可靠性^[3-5]。数字滤波相比模拟滤波,有着设计简单、易于实现的优势,因而在实际中应用广泛。

以某战术导弹为应用背景,笔者介绍了几种数字滤波方法:滑动平均滤波、一阶惯性低通滤波和自适应滤波。经过仿真对比,自适应滤波算法根据导弹的过载变化调节滤波系数,能够适应战术导弹过载在大范围内的变化,为导弹加速度计的滤波问题提供了一种新方法。

1 加速度计误差模型

对于微加速度计测量而言,零偏、刻度系数、安装误差和随机噪声等误差项混叠输出于导弹真

实运动信息中。一般地,微加速度计的误差模型为

$$N = \mathbf{K}(A - \nabla) + W \quad (1)$$

式中: N 为加速度计的采样输出; \mathbf{K} 为加速度计的刻度系数矩阵; A 为加速度计真值; ∇ 为加速度计的零偏; W 为加速度计的干扰噪声。对于刻度系数矩阵和零偏,可以通过六位置测试法、静态 12 位置法、椭球拟合法^[6-7]等标定方法来分离,对于采集数据中的干扰噪声,则需要通过平滑滤波来改善测试数据的平滑度和精度。

2 自适应滤波算法的设计

2.1 滑动平均滤波和一阶惯性低通滤波

滑动平均滤波是常用的数字滤波方法之一。其原理是对一组数据中的每个点分别进行 $N-1$ 移动平均后得到滤波结果,其算法描述如式(2)。该方法过程简单,实时性好,但滤波效果一般^[8]。

$$Y(n) = \frac{1}{N} \sum_{i=0}^{N-1} X(n-i), \quad (n \geq N-1) \quad (2)$$

式中: $Y(n)$ 为滤波输出值; N 为滑动窗口的大小; $X(n-i)$ 为采样输入值。

一阶惯性低通滤波不同于滑动平均滤波,它采用当前采样值与上次滤波输出进行加权,作为滤波输出^[9],具体算法描述为:

收稿日期: 2017-10-17; 修回日期: 2017-11-14

作者简介: 贺江涛(1986—),男,陕西人,硕士,工程师,从事组合导航研究。

$$Y(n) = \frac{T}{T+RC} X(n) + \left(1 - \frac{T}{T+RC}\right) Y(n-1) \quad (3)$$

式中： T 为采样周期， RC 为时间常数；定义 $m = \frac{T}{T+RC}$ 为滤波系数，其值通常远小于 1； $Y(n-1)$ 为上次滤波输出值。可以看到，当前采样值在滤波输出值所占比重较小，但有一定的修正作用。其滤波截止频率计算公式为：

$$f_L = \frac{m}{2\pi T} \quad (4)$$

一阶惯性低通滤波在计算时存在较大的惯性，因为当前滤波值主要取决于上次滤波输出值，而非上次采样值，对导弹平稳段的数据处理效果良好，而在大过载条件下会有明显的相位延迟。

2.2 自适应滤波算法

自适应滤波算法是在一阶惯性低通滤波的基础上，引入运动判断条件阈值，将运动状态与滤波系数关联起来，当数据快速变化时，采用灵敏度优先原则，增大滤波系数，使得滤波值能及时跟进；当数据趋于稳定时，则采用平稳度优先原则，减小滤波系数，让滤波值趋于平稳。具体算法描述如下：

$$\Delta(n-1) = Y(n) - Y(n-1) > \Delta_a; \quad (5)$$

$$m(n-1) = \left(1 - \frac{\Delta_a}{\Delta(n-1)}\right) k_0 \quad (6)$$

式中： $\Delta(n-1)$ 为当前滤波输出值与上次滤波输出值之差； Δ_a 为判断运动状态的条件阈值，可由静止状态时标准偏差求取； k_0 为初始滤波参数。

式(6)表述了导弹过载运动状态与滤波系数之间的数学关系，这是一个反比例函数，滤波系数 m 的有效范围为 $(0, k_0)t$ 。如果将初始滤波参数与运动状态也关联起来，就可以拓宽滤波系数的变化范围，使滤波系数更细致地跟随过载变化，从而完成与导弹过载变化相匹配的自适应滤波。

简单地，初始滤波参数与运动状态的关系可采用分段函数描述为：

$$k_m = \begin{cases} k_0 & 1 < \Delta / \Delta_a \leq \delta_1 \\ k_0 + \Delta k_1 & \delta_1 < \Delta / \Delta_a \leq \delta_2 \\ k_0 + \Delta k_2 & \delta_2 < \Delta / \Delta_a \end{cases} \quad (7)$$

其中 Δk_1 、 Δk_2 、 δ_1 、 δ_2 均是与运动状态相关的常值。具体来说，当 $\Delta / \Delta_a \leq 1$ 时，表征导弹处于静止状态，当前输出值应主要取决于上次滤波值，滤波系数初值可取 0.1~0.2；当 $1 < \Delta / \Delta_a \leq \delta_1$ 时，表征导弹处于低动态，当前输出值应由上次滤波值和当前测量值

共同决定，且权重相当。若用 δ_1 、 δ_2 表征导弹高动态的不同程度，则 Δ / Δ_a 大于 δ_1 、 δ_2 时，新初始滤波系数也应该在原系数 k_0 上增加 Δk_1 、 Δk_2 ，以不同程度地提高滤波灵敏度^[10]。

图 1 是自适应滤波算法的流程。根据以上自适应滤波算法的推导和流程设计，可以对导弹的过载数据进行滤波处理，实现动态的实时性和静态的平滑性。

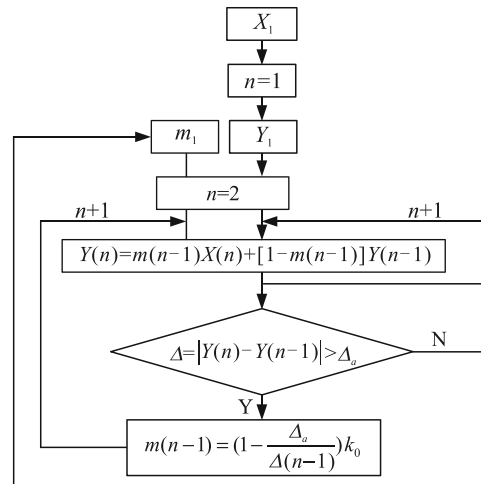


图 1 自适应滤波算法流程

3 实验与数据分析

某导弹加速度的典型数据如图 2 所示，其中加速度计的采样频率为 1 kHz。

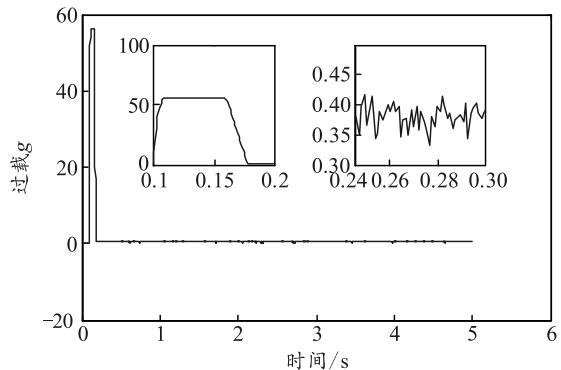


图 2 导弹加速度计典型值

由于发射发动机点火，轴向加速度在 0.10~0.18 s 快速增大到 56g 左右；转入到续航发动机后，加速度测量值基本不大于 0.5g。

该导弹加速度计测量噪声标准差约为 0.005g，可设定条件阈值 Δ_a 为 0.005，滤波系数初值 m_1 为 0.15， k_0 为 0.4， Δk_1 、 Δk_2 分别为 0.2、0.3，对应于导弹不同的高过载段。

对于导弹的高过载段，选取加速度计数据 0.10~0.12 s 的数据为研究对象。图 3、图 4 为滑动

平均滤波降噪、一阶惯性低通滤波和自适应滤波的实验结果。可以看出：一阶惯性低通滤波处理后的数据最平滑，但存在严重的滞后，这必然会影响到导航解算的实时性；滑动平均滤波的实时性优于一阶惯性低通滤波；自适应滤波根据条件阈值判断导弹的运动状态，自行调整滤波系数，虽然数据的平滑性有所损失，但却增强了实时性。

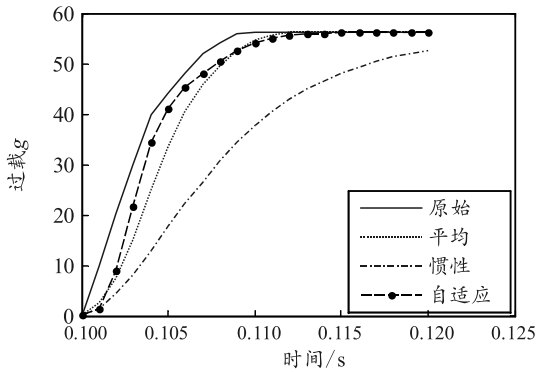


图 3 高过载下的滤波曲线

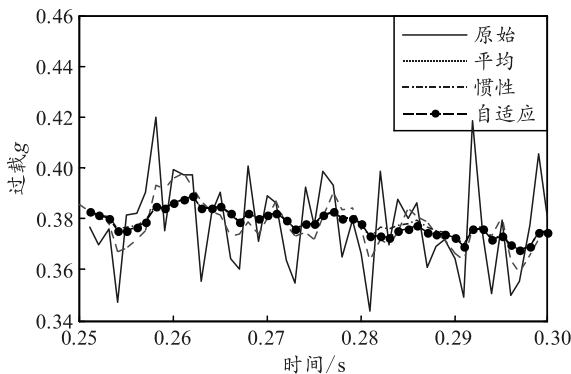


图 4 低过载下的滤波曲线

对于导弹飞行的平稳段，在未进行滤波处理前，加速度计的噪声标准差约为 0.02g。各种滤波方法处理后的标准差见表 1。

表 1 平稳段滤波前后的噪声标准差

滤波方法	滤波结果
原始数据	0.020 6g
滑动平均滤波	0.010 5g
一阶惯性低通滤波	0.006 0g
自适应滤波	0.006 1g

从表中可以看出：一阶惯性低通对于平稳段的降噪效果最好，自适应滤波与一阶惯性滤波非常接

近，处理后的数据相较于滑动平均滤波，其精度有明显提高。

以上结果表明：对于高过载下导弹的加速度计测量数据，自适应滤波可以在高过载段优先保证数据的实时性，在低过载段优先考虑数据的平滑性。

4 结束语

针对导弹高过载下加速度计测量噪声的问题，笔者介绍了一种自适应滤波算法。该算法通过将导弹运动状态和滤波系数关联起来，高过载时增加当前加速度计测量值在滤波输出值所占的比重，提高了一阶惯性低通滤波的实时性，兼顾了高过载和低过载对滤波的不同需求，取得了较为理想的效果。

参考文献：

- [1] 陈远炫, 裴海龙, 陈勇. 基于微惯性测量单元的导航系统研究[J]. 自动化与仪表, 2009, 24(10): 1-5.
- [2] 陈林, 刘凤丽. 低成本 MEMS 陀螺仪的复合标定[J]. 机械与电子, 2016, 34(3): 16-19.
- [3] 秦国庆, 赖际舟. 捷联航姿系统加速度计振动噪声平滑技术[J]. 电子测量技术, 2013, 36(4): 87-91.
- [4] DAISUKE N, KENTA S, MAKOTO I. Composite filter design and application to piezo-driven stage systems[C]//The 14th International Workshop on Advanced Motion Control, Japan: IEEE, 2016: 227-232.
- [5] CHIA J W, TISSERA M S C, LOW K S, et al. A low complexity Kalman filter for improving MEMS based gyroscope performance[C]//2016 IEEE Aerospace Conference. Singapore: IEEE, 2016: 1-7.
- [6] 赵桂玲, 姜雨含. IMU 标定数学建模及误差分析[J]. 传感技术学报, 2016, 29(6): 886-891.
- [7] GIETZELT M, WOLF K H, MARSCHOLLEK M. Performance comparison of accelerometer calibration algorithms based on 3D-ellipsoid fitting methods[J]. Computer Methods and programs in Biomedicine, 2013, 111(1): 62-71.
- [8] 赵毅. 数字滤波的滑动平均法和低通滤波法[J]. 仪表技术, 2001, 46(5): 40-46.
- [9] 赵阳, 娄小平. 自适应 MEMS 加速度计滤波方法[J]. 传感器与微系统, 2016, 35(11): 120-122.
- [10] 郑德炯, 卢科青. 基于自适应八叉树的三维点云快速拾取方法研究[J]. 机电工程, 2016, 33(4): 417-420, 425.