

УДК 681.514

DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/0203-377130201573177>

А. В. Тищенко¹, аспірант, **А. М. Кулабухов**², професор,
П. А. Желябов³, аспірант

ИНТЕГРАЛЬНЫЙ ФИЛЬТР ДАННЫХ С ПРЕДВАРЕНИЕМ ДЛЯ ДАТЧИКОВ СИСТЕМЫ УГЛОВОЙ ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

En

The topic of the article is “Integral data filter with prediction for attitude determination control system of spacecraft”. This article discusses methods of the satellite sensors data filtering using Kalman filter, Butterworth filter and the proposed integral filter with the prediction. The problem consists in data filtering without phase lag and without knowledge of disturbing force, since Kalman filter uses prediction based on mathematical model of the object with the known disturbing forces.

There are five parts in the article: introduction, formulation of the problem, methods and techniques of research, results and its discussions and conclusions. In

¹ Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

² Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

³ Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

the introduction the problem of data filtering for a spacecraft is formulated. Then the methods of solutions are discussed with the help of Kalman filter, Butterworth filter and the proposed integral filter with the prediction. The author examine methods of data filtering on the mathematical model of spacecraft angular motion built in Matlab and then on a real model of the object in ground tests. The resulted comparison graphics of different methods data filtration is shown.

The author makes a conclusion that proposed integral filter with prediction is the most effective in this case. He mentioned that the output of this filter is phase advance of the input signal by 5 degrees and the proposed filter gives also filtered derivative of the input signal. After testing the filter on the real model of spacecraft, the attitude determination accuracy of 0.1 degree was achieved.

Ua

Пропонується інтегральний фільтр даних 2-го порядку з попередження, вихідний сигнал якого випереджає по фазі вхідний сигнал. Розглядається випадок відсутності інформації про діючу збурюючу силу.

Вступление

В последнее время наблюдается тенденция снижение массогабаритных характеристик космического аппарата (КА) за счет использования нанотехнологий на базе микроэлектромеханических систем (МЭМС). Большое внимание уделяется малым спутникам дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) (спутники *PlanetLab*, *Corvus-BC* и др.), которые должны обеспечивать точность ориентации порядка 0.1 градуса, и угловой скорости 0.01 град/с. При использовании измерительных датчиков системы угловой ориентации и стабилизации (СУОС) по технологии МЭМС проблемой становятся шумы, величина которых при малых угловых скоростях космического аппарата (КА) существенна по отношению к полезному сигналу. Поэтому, для обеспечения заданной точности измерений важным вопросом является использование фильтров данных, которые бы уменьшили влияние шумов.

Одним из самых эффективных и используемых является фильтр Кальмана. Принцип работы этого фильтра основан на знании сил и моментов, действующих на КА, по которым осуществляется предсказание следующего положения. Учитывая, что кроме моментов органов управления на спутник действуют ещё и внешние возмущающие моменты, такие как аэродинамический, электромагнитный моменты, момент от давления солнечного света и другие, не все эти воздействия могут быть предсказаны и учтены в фильтре Кальмана. В процессе моделирования динамики КА выяснилось, что при отсутствии знания об возмущающих воздействиях результат фильтрации по Кальману значительно ухудшается: наблюдается сильное отставание по фазе и недостаточное шумоподавление.

Постановка задачі

Рассмотрим способы фильтрации высокочастотных шумов датчиков СУОС для малых угловых скоростей КА и обеспечения точности определения ориентации не хуже 0,1 градуса при условии отсутствия данных о возмущающих воздействиях.

Методы и способы исследований

Рассмотрим три способа фильтрации: фильтр Кальмана, фильтр Баттерворта и интегральный фильтр.

Фильтр Кальмана — это набор математических уравнений, которые обеспечивают эффективное рекурсивное средство для оценки состояний процесса путём минимизации среднеквадратичной ошибки. Фильтр использует оценки прошлого, настоящего и будущего измерений [1].

Фильтр Баттерворта — один из типов электронных фильтров, который проектируется исходя из требования максимально гладкой амплитудно-частотной характеристики на частотах полосы пропускания [2]. Передаточная функция фильтра $H(s)$ имеет вид:

$$H(s) = \frac{G_0}{\prod_{k=1}^n \frac{s - s_k}{\omega_c}} \quad (1)$$

G_0 – коэффициент усиления по постоянной составляющей;

ω_c – частота среза фильтра; s_k – полюса фильтра; n – порядок фильтра.

Интегральный фильтр второго порядка имеет следующую структуру (рис. 1) [3].

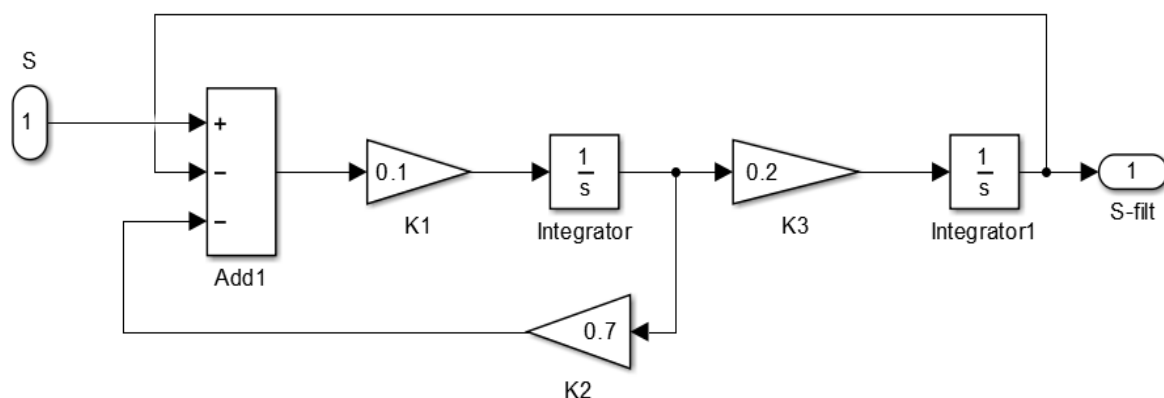


Рис. 1. Интегральный фильтр второго порядка, S – входящий зашумленный сигнал, $S\text{-filt}$ – фильтрованный сигнал

Из рис. 1 видно, что перед *Inegrator1* можно получить первую производную выходящего фильтрованного сигнала $S\text{-filt}$, которая также является фильтрованной. Так как каждый фильтр придаёт отставание по фазе его выходному сигналу, чтобы избежать этого недостатка предложено допол-

нить интегральный фильтр, модулем предварения, дополнительно сгладив производную аperiодическим звеном первого порядка (рис. 2 - рис. 3).

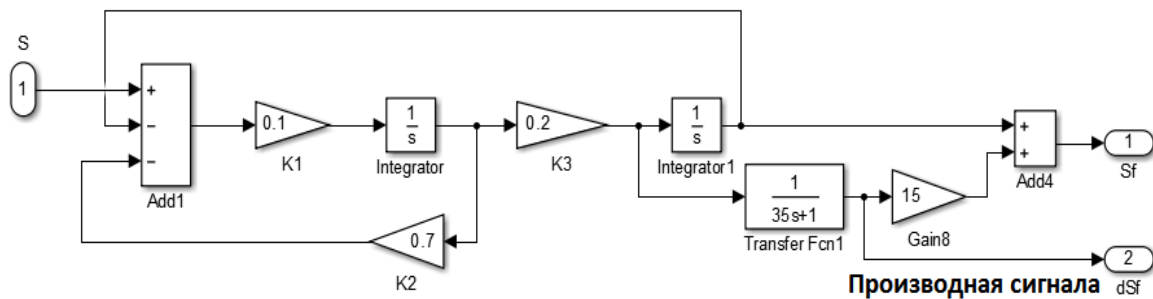


Рис. 2. Интегральный фильтр 2-го порядка с предварением

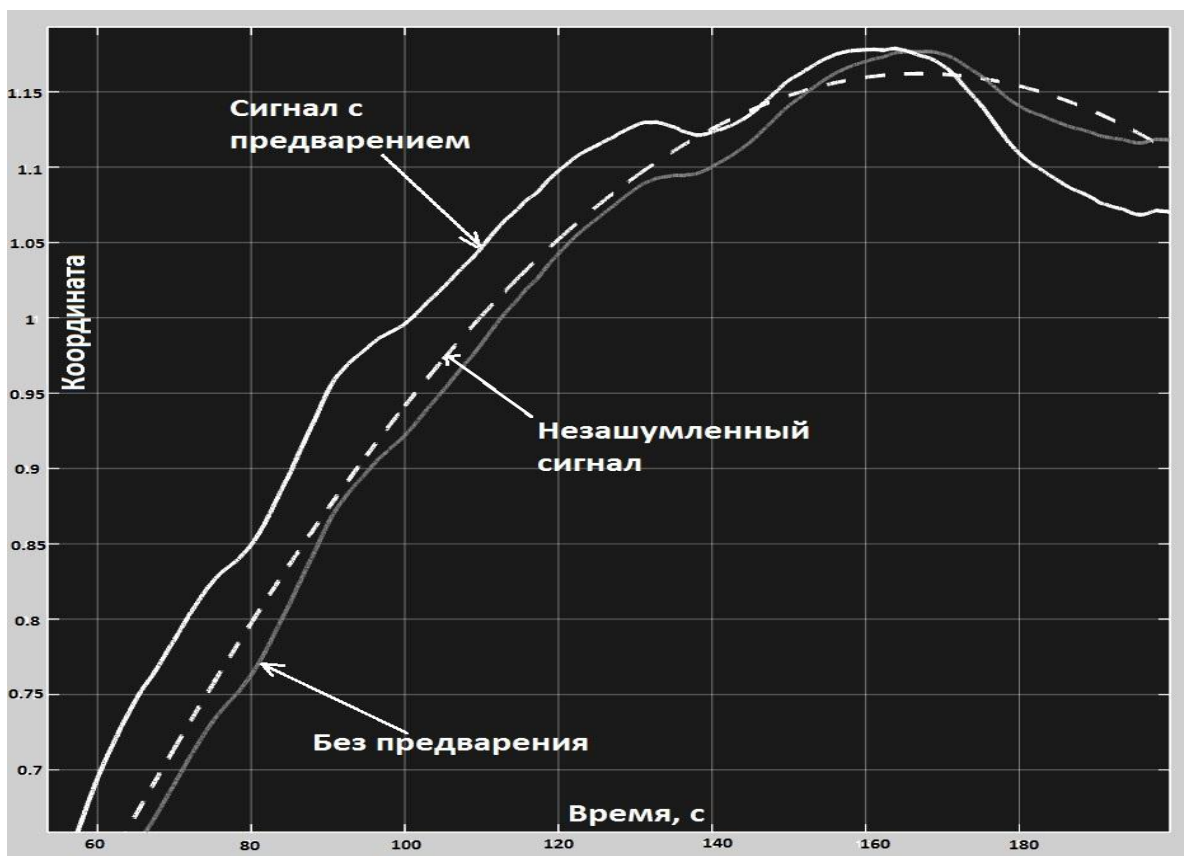


Рис. 3. Сравнение сигналов интегрального фильтра с предварением и без него

Для сравнения и оценки рассмотренных фильтров было промоделировано СУОС спутника в системе автоматического проектирования *Matlab* (рис. 4). Построенная модель включает в себя: модель вращательного движения на основе кватернионов, модель датчика угловой скорости (ДУС) и акселерометра (датчик *MPU-6000*), модель магнитометра (датчик *HMC5883*), алгоритмы определения ориентации по ним и последующая корректировка вычисленной ориентации по ДУСу, и система управления

(СУ) ориентацией на базе ПИД регулятора. Акселерометр используется в качестве замены солнечному датчику для испытаний в наземных условиях.

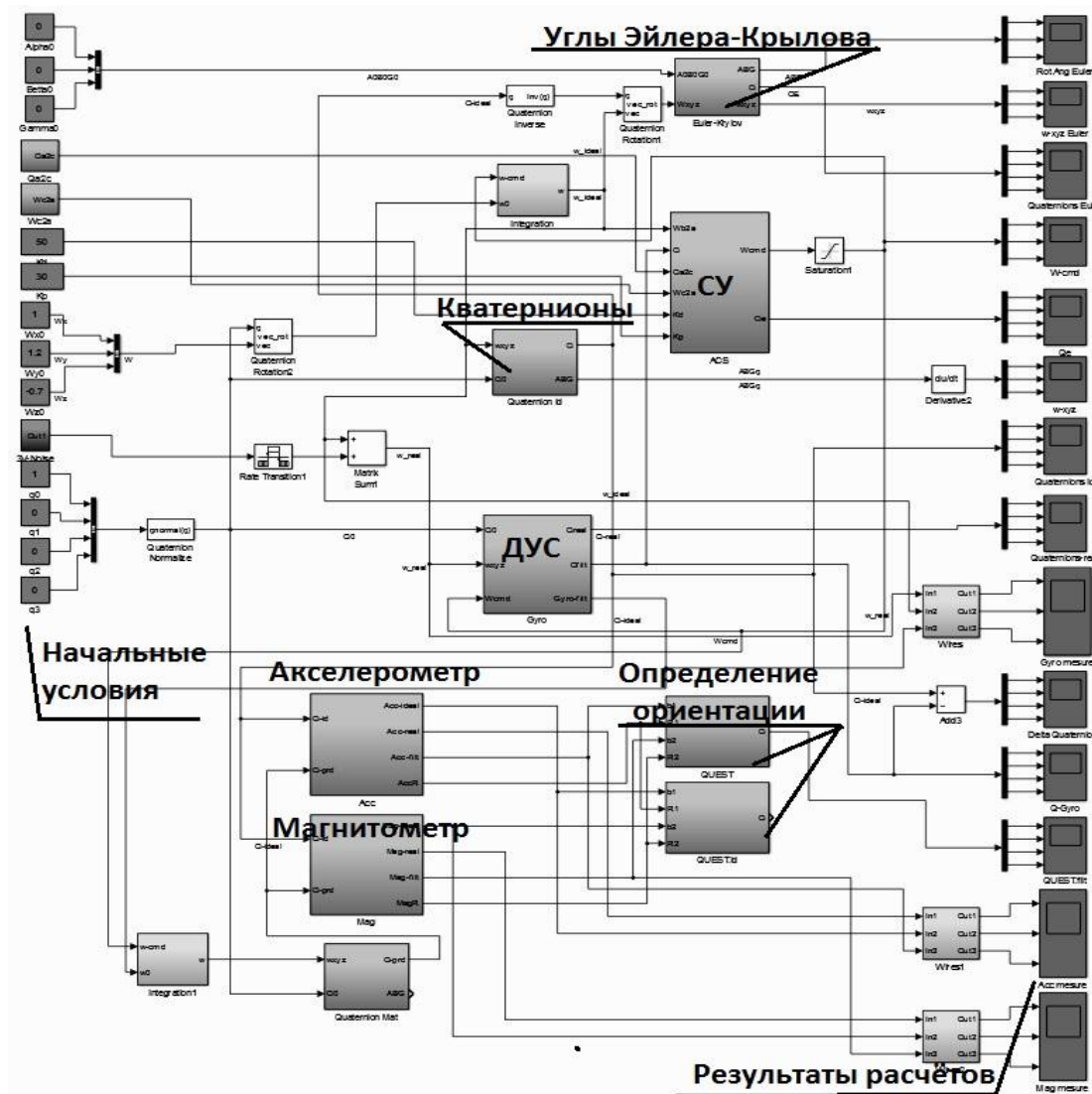


Рис. 4. Математическая модель СУОС

Для определения ориентации интегрируется следующая зависимость:

$$\dot{q} = \frac{1}{2} \cdot \begin{bmatrix} 0 & -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z \\ \omega_x & 0 & \omega_z & -\omega_y \\ \omega_y & -\omega_z & 0 & \omega_x \\ \omega_z & \omega_y & -\omega_x & 0 \end{bmatrix} \cdot q \quad (2)$$

где q – искомый кватернион ориентации,

ω_x , ω_y , ω_z - угловые скорости с ДУС по соответствующим осям.

Для корректировки ошибок гироскопа используются датчики акселерометр и магнитометр, по которым определяется следующий кватернион ориентации [4]:

$$p = c^{-\frac{1}{2}} \cdot [(b_1 - r_1) \times (b_2 - r_2), b_2 \cdot r_1 - b_1 \cdot r_2] \quad (3)$$

c – нормирующий коэффициент,

b_1, b_2 – показания акселерометра и магнитометра в связанной с телом системе координат (СК), соответственно;

r_1, r_2 – показаниям акселерометра и магнитометра в неподвижной СК, соответственно.

Результирующая ориентация КА m определяется путём объединения q и p комплементарным фильтром:

$$m = k \cdot q + (1 - k) \cdot p \quad (4)$$

где k – коэффициент комплементарного фильтра.

Результаты и их обсуждение

Моделирование производилось при угловых скоростях спутника до 0,5 град./с, при воздействии на него случайных возмущающих моментов. На данные с датчиков накладывался шум с нормальным законом распределения, который имеет частоты – 50 – 1000 Гц и амплитуду в 3 раза больше амплитуды незашумленного сигнала. Фильтр Баттерворта был взят третьего порядка.

В результате моделирования фильтрации данных видно, что лучше всего справился интегральный фильтр (рис. 5, *a*). Следует отметить, что интегральный фильтр имеет порядок меньше фильтра Баттерворта. Более того, выходной сигнал интегрального фильтра опережает по фазе незашумленный сигнал практически на 5 градусов (рис. 5, *a* - рис. 5, *б*), что позволяет раньше реагировать СУ.

Предложенный интегральный фильтр также даёт достаточно гладкую производную по фильтрованному сигналу даже при большой зашумленности входящего сигнала, которую далее можно использовать в СУ.

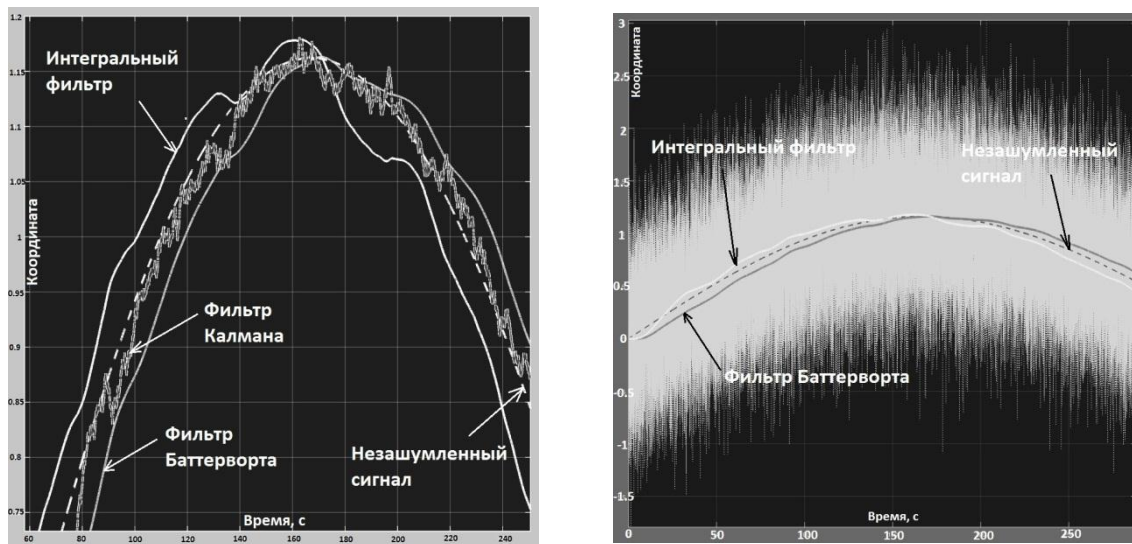
Выводы

Рассмотрено и сравнено три способа фильтрации данных в построенной математической модели для малых угловых скоростей вращения КА и в отсутствии информации об возмущающих моментах. В результате сравнения фильтров данных определено:

- 1) наиболее эффективным является интегральный фильтр 2-го порядка с предварением. Предложенный фильтр позволяет получить

фильтрованный сигнал с опережением по фазе незашумленного сигнала практически на 5 градусов;

- 2) предложенный интегральный фильтр дает фильтрованную производную по входящему сигналу, которую можно использовать в СУ.



а)

б)

Рис. 5. Сравнение разных методов фильтрации (а). Сравнение фильтрованного сигнала интегральным фильтром с зашумленным и не зашумленным сигналами (б)

В результате апробации алгоритма фильтрации на вычислительной плате *Raspberry Pi* с указанными датчиками на макете спутника, была достигнута точность определения ориентации в 0,1 градуса.

Список использованной литературы

1. *Gref Welch, Gary Bishop* An Introduction to the Kalman Filter – Department of Computer Science, University of North Carolina at Chapel Hill, July 24, 2006 – 16 p.
2. *Michael L. Honig, David G. Messerschmitt.* Adaptive Filters — Structures, Algorithms, and Applications. — Hingham, MA: Kluwer Academic Publishers, 1984. — ISBN 0-89838-163-0.
3. *Садовой А. В.* Системы оптимального управления прецизионными электроприводами / А. В. Садовой, Б. В. Сухинин, Ю. В. Сохина. — Киев : ИСИМО, 1996. — 298 с.
4. *Markley F. L.* Attitude determination using two vector measurements / F. L. Markley // Guidance, Navigation and Control Systems Engineering Branch, NASA's Goddard Space Flight Center, Greenbelt. — 2002. — 14 p.