

УДК 629.7, ББК 68.53

## **Точностные характеристики бортовой интегрированной навигационной системы автономного космического аппарата**

Д.М. Кружков

### **Аннотация**

В данной статье приводятся оценки точностных характеристик навигационных параметров, вырабатываемых автономной интегрированной астро-спутниковой навигационной системой. Описаны пути возможного повышения точности навигационного решения путем специальной настройки интегрального фильтра. Приводятся результаты имитационного моделирования процесса функционирования навигационной системы, полученные после настройки интегрального фильтра.

### **Ключевые слова:**

навигация; комплексирование; астро-спутниковая навигационная система; фильтр Калмана; ГЛОНАСС; астродатчик; геостационарная орбита;

### **Введение**

Проблема обеспечения автономного функционирования космических систем различного назначения (связи, навигации, мониторинга) чрезвычайно актуальна в силу, прежде всего, экономических причин, поскольку в этом случае существенно снижается нагрузка на наземный комплекс управления (НКУ).

Широкое внедрение глобальных навигационных систем (ГНСС) GPS и ГЛОНАСС, а также создание Европейской навигационной системы GALILEO дает разработчикам возможность создания бортовых интегрированных навигационных систем, основанных на совместном использовании традиционных для космических аппаратов источников информации

(звездных, солнечных датчиков, приборов ориентации на Землю) и многоканальных ГЛОНАСС/GPS-приемников.

Анализ полученных ранее [1] результатов имитационного моделирования процесса функционирования разработанной интегрированной навигационной системы, показали, что существует потенциальная возможность повышения точностных характеристик оцениваемых навигационных параметров. Задачей данного исследования являлась модернизация подробно описанной в [1] системы путем доработки и дополнительной настройки интегрального фильтра Калмана [2,3,4], осуществляющего комплексирование данных ГНСС – приемника и астродатчиков в составе интегрированной навигационной системы автономного космического аппарата [5]. В результате, необходимо получить количественные оценки максимально достижимой точности определения положения центра масс рассматриваемого аппарата в рамках существующей архитектуры интегрированной системы навигации.

### **1. Постановка технической задачи исследования**

Итак, целью исследования, результаты которого приводятся в этой статье, является модификация интегрального фильтра Калмана, входящего в состав астро-спутниковой навигационной системы автономного космического аппарата. На рисунке 1 приведена функциональная схема этой навигационной системы, разработанной ранее по глубоко интегрированной схеме комплексирования [1]. Фактически ядром такой навигационной системы, является фильтр псевдо-скалярный Калмана. Конечная точность и надежность всей системы зависит, прежде всего, от качества его работы. Стоит отметить, что как и любой другой численный метод, интегральный фильтр имеет различные настроечные параметры. Поиск оптимальной, с точки зрения повышения точности вырабатываемого навигационного решения, комбинации настроечных параметров интегрального фильтра, является основной целью данного исследования.



Рис. 1 . Функциональная схема моделирования.

Все математические модели и алгоритмы, реализующие представленную выше схему моделирования подробно описаны в [1]. Модификации был подвергнут только блок «Интегральный фильтр Калмана», и дальнейший материал настоящей статьи будет посвящен описанию путей такой модификации.

## 2.Предпосылки доработки интегрального фильтра.

Традиционно алгоритм калмановской фильтрации представим в виде двух процедур: прогноза состояния динамической системы и коррекции оценок состояния за счет поступивших измерений [6,7,8,9]. В данной работе рассматривается разработанная ранее [1] его скалярная модификация [6].

В связи с изменяющимися в широких пределах условиями видимости НКА, когда их количество может снижаться вплоть до нуля, а затем возвращаться к числу не менее трех, необходимо добиться улучшения точности навигационных определений, с помощью настройки

интегрального фильтра в переходных режимах. Предпосылками к этому являются результаты имитационного моделирования, полученные при обработке прошлой версии ПМО [1]:

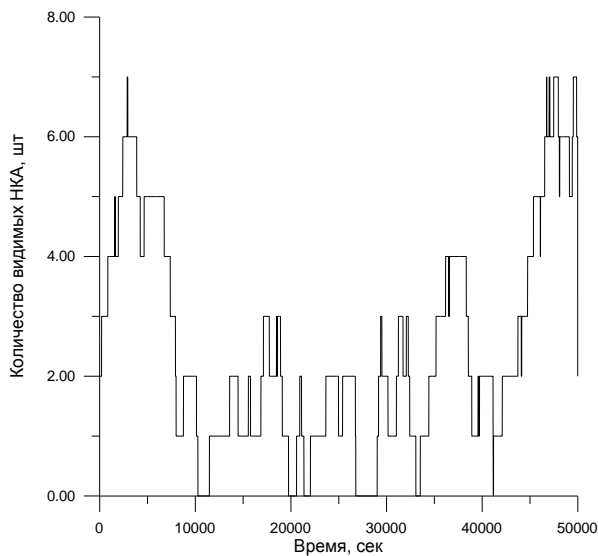


Рис. 2. Диаграмма числа видимых спутников для ЦКА на ГСО без учета НКА на геостационарной орбите

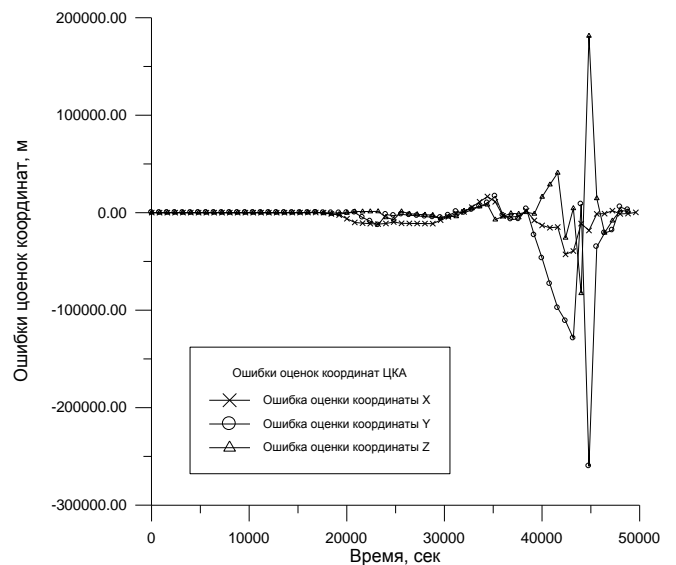


Рис. 3. Ошибки оценок координат ЦКА на ГСО

Представленные выше зависимости свидетельствуют о том, что во время изменения условий наблюдения, даже в благоприятную сторону, когда количество видимых НКА становится больше, чем было до этого (пример с 42000 секунды по 47000), фильтр работает в переходных режимах, ухудшая при этом выдаваемые оценки. Поэтому можно утверждать, что с помощью подстройки интегрального фильтра необходимо повысить качество переходных процессов, что, как следствие, позволит уменьшить ошибки в вырабатываемых оценках координат. С этой целью в класс, содержащий процедуры прогноза и коррекции фазового вектора на основе уравнений скалярного фильтра Калмана, были внесены изменения.

### 3. Настройка интегрального фильтра

Повышение точности вырабатываемого фильтром навигационного решения осуществлялось путем его доработки в следующих направлениях:

- Создание отдельного набора ковариационных матриц для каждого источника навигационной информации;
- Настройка подстраиваемых коэффициентов матриц ковариаций;
- Обеспечение вариативности шага работы фильтра, в зависимости от условий видимости НКА;

- Варьирование пороговых значений признаков необходимости восстановления ковариационных матриц.

Рассмотрим более подробно каждое из направлений доработки интегрального фильтра.

### **3.1.Создание отдельного набора ковариационных матриц**

Для повышения точности вырабатываемого интегральным фильтром навигационного решения при обработке измерений от различных источников навигационной информации целесообразно использовать несколько наборов матриц ковариаций. Количество таких наборов зависит не только от числа измерителей на борту ЦКА, использующих в своей работе различные физические факторы, но и от того, какие составляющие фазового вектора наиболее эффективно уточняются с использованием полученных от данного измерителя навигационных данных. Причины, обуславливающие такое решение, следующие: в процессе обработки измерений компоненты матриц частных производных, генерируемых во время коррекции углов и координат, имеют большую разницу в порядках величин. Кроме того, порядок величин элементов матрицы наблюдаемости ( $H$ ) также различен в случае использования того или иного источника информации, в данном случае от ГНСС – приемника, либо от астродатчика. Таким образом, при использовании матриц  $H$  с разнородным составом компонент и одной на все измерители и компоненты фазового вектора ковариационной матрицы оцениваемые величины, требующие точной оценки малого порядка, будут оцениваться слишком грубо, а для величин, требующих оценки большого порядка, будут сформированы слишком маленькие поправки, находящиеся в пределах погрешности измерений и чувствительности фильтра. Использование нескольких комплектов ковариационных матриц  $H$  и позволяет оценивать описанные выше разнородные величины с одинаково высокой точностью.

### **3.2.Настройка подстраиваемых коэффициентов матриц ковариаций**

Подстраиваемые коэффициенты ( $\sigma$ ) отвечают за расширение области поиска оптимальной оценки вектора состояния [2]. Увеличение  $\sigma$  ведет к загроблению вырабатываемых оценок, в то время, как уменьшение снижает устойчивость фильтра вплоть до ее потери, при неудовлетворительных условиях наблюдаемости. Таким образом, настройка коэффициентов расширения ковариационных матриц играет важную роль и с целью повышения точности оценок интегрального фильтра наиболее целесообразным является минимизация коэффициентов расширения, при сохранении устойчивости интегрального фильтра, исходя из имеющихся уровней ошибок, вызванных случайными возмущениями.

### **3.3.Обеспечение вариативности шагов работы фильтра**

Увеличение шага прогноза и периода проведения коррекций приводит к снижению накапливающихся вычислительных ошибок и уменьшению вычислительной ёмкости алгоритма. В тоже время, уменьшение шага приводит к увеличению точности проводимых коррекций. При этом найти оптимальное его значение и задать постоянным на протяжении всего эксперимента не представляется возможным в связи с изменяющимися в широких пределах условиями наблюдаемости. Вследствие этого, необходима постоянная подстройка значения шага, исходя из текущих условий наблюдаемости в течение всего эксперимента.

### **3.4.Варьирование признаков восстановления ковариационных матриц**

Восстановление матрицы необходимо при уменьшении ее диагональных компонент до уровня ошибок проводимых измерений и, как следствие, потери адекватности вырабатываемых фильтром оценок. В частности, подобная ситуация может возникнуть в случае резкого ухудшения наблюдаемости после длительной работы фильтра в благоприятных условиях. В тоже время, частое восстановление детерминанта влечет за собой регулярную работу фильтра в переходных режимах, что также снижает точность генерируемых оценок. Исходя из выше сказанного, настройка пороговых значений детерминантов ковариационных матриц, при которых происходит их восстановление, является важным мероприятием, влияющим на точность генерируемых фильтром оценок.

### **3.5.Результаты настройки интегрального фильтра**

Для иллюстрации влияния перечисленных выше параметров на точность генерируемых оценок ниже представлены результаты серий вычислительных экспериментов.

*Исходные данные №1:* Тип орбиты: ГСО. Подстраиваемый коэффициент фильтра  $\sigma$  для ковариационной матрицы ГНСС равен 3, для матрицы астросистемы равно 2, восстановление матриц к исходному виду производится при равенстве их детерминанта значению 0.4, количество итераций обработки одного полученного измерения от спутниковых систем: 6 в случае наличия видимых НКА  $> 2$ , в остальных случаях = 3, количество итераций обработки измерений астродатчиков = 10.

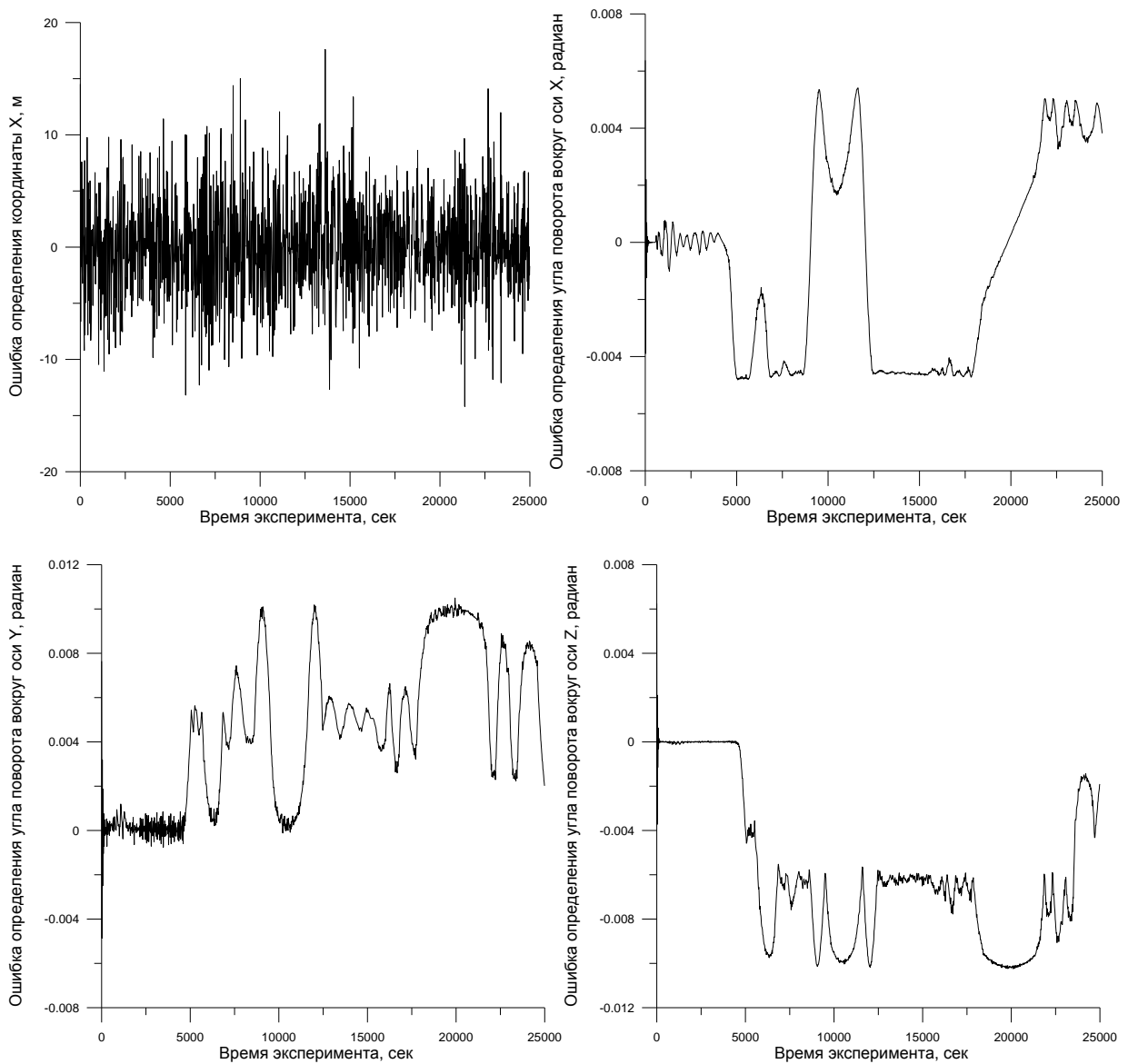


Рис.4. Эксперимент с исходными данными №1.

*Исходные данные №2:* Тип орбиты: ГСО. Подстраиваемый коэффициент фильтра  $\sigma$  для ковариационной матрицы ГНСС = 2, для матрицы астросистемы = 1, восстановление матриц к исходному виду производится при равенстве их детерминанта значению 0.4, количество итераций обработки одного полученного измерения от спутниковых систем: 2 в случае наличия видимых НКА  $> 2$ , в остальных случаях = 1, количество итераций обработки измерений астродатчиков = 2.

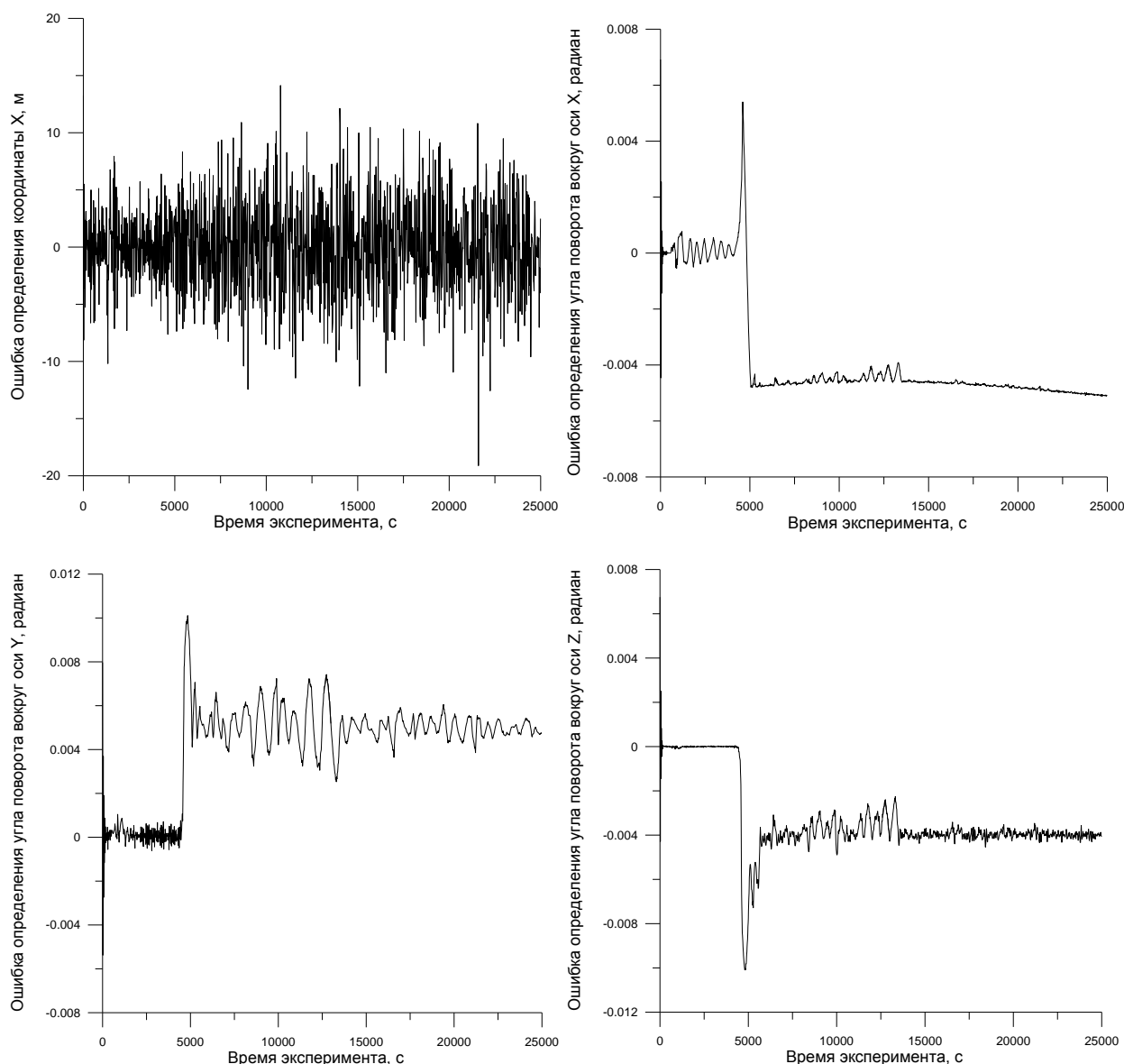


Рис.5. Эксперимент с исходными данными №2.

Анализ приведенных на рисунке 4 - 5 зависимостей показывает, что увеличение числа итераций обработки измерений практически не влияет на конечную точность, однако увеличивает вычислительную емкость алгоритма. В этой связи предпочтительным с точки зрения экономии ресурсов, без ухудшения точности навигационных определений является второй вариант исходных данных (рисунок 4).

Эволюции ошибок определений координат Y и Z аналогичны эволюциям ошибок по координате X и для экономии места не приводятся.

Для определения необходимости восстанавливать матрицы ковариаций были проведены дополнительные эксперименты.

*Исходные данные №3:* Тип орбиты: ГСО. Подстраиваемый коэффициент фильтра  $\sigma$  для ковариационной матрицы ГНСС = 2, для матрицы астросистемы = 1, восстановление матрицы



ГНСС к исходному виду производится при равенстве ее детерминанта значению 0.4, восстановление матрицы астросистемы **не производится**, количество итераций обработки одного полученного измерения от спутниковых систем: 2 в случае наличия видимых НКА  $> 2$ , в остальных случаях = 1, количество итераций обработки измерений астродатчиков = 2.

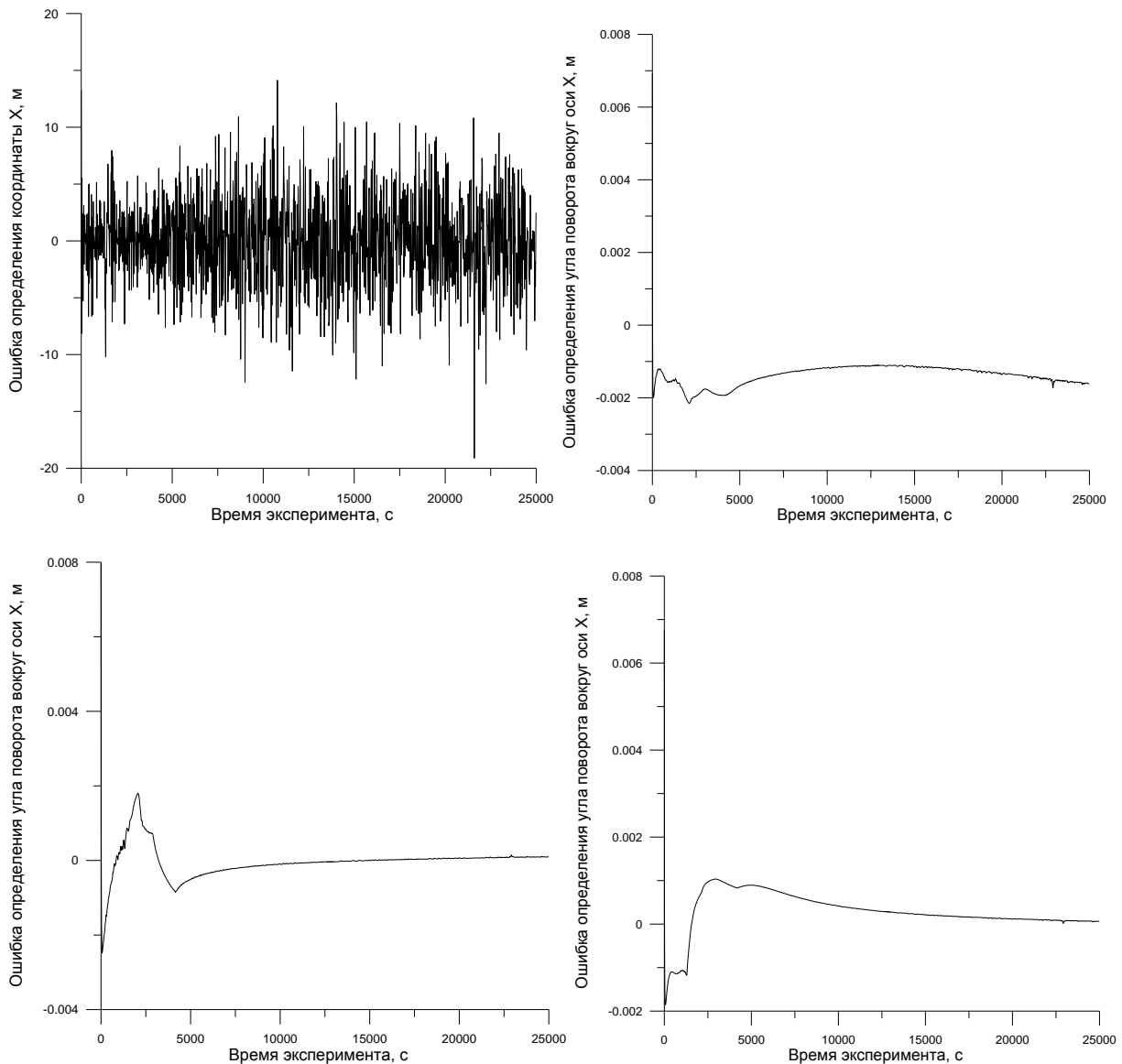


Рис.6. Эксперимент с исходными данными №3.

Зависимости, представленные на рисунке 6, показывают, что на коротком промежутке времени отказ от восстановления ковариационной матрицы приводит к улучшению устойчивости фильтра и снижению шумов и переходных процессов в выдаваемых им оценках вектора состояния. Однако, в случае резкого изменения условий наблюдаемости с большой вероятностью фильтр, использующий не восстанавливаемую ковариационную матрицу, может потерять устойчивость, что продемонстрировано на продолженном до 80000 секунд эксперименте с исходными данными №3 на рисунке 7.

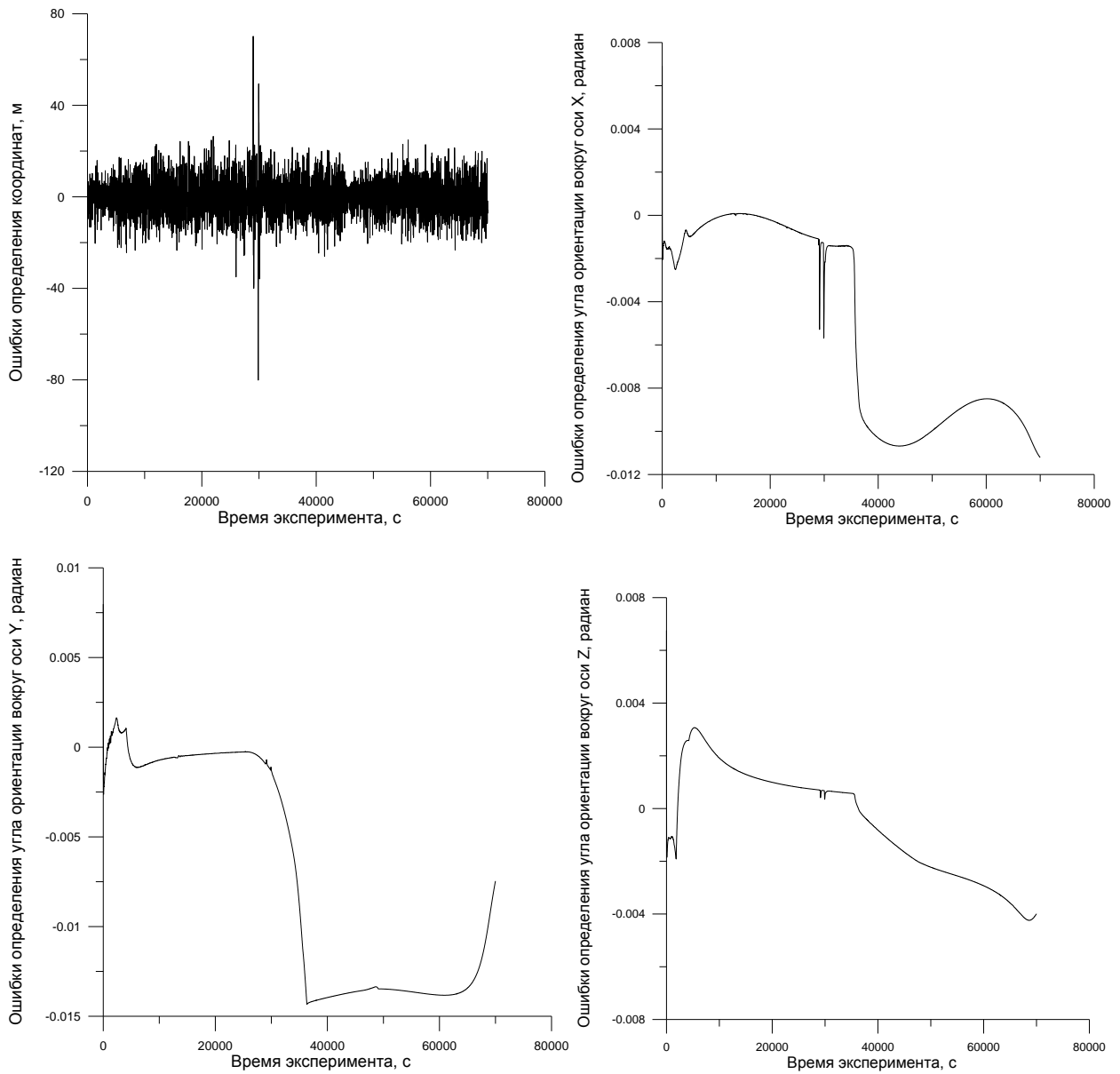


Рис.7. Эксперимент с исходными данными №3, продолженный до 80000 секунд.

В случае периодического восстановления ковариационной матрицы фильтр при проведении эксперимента №3, продолженного до 80000 секунд, сохраняет устойчивость и удовлетворительную точность оценок в течение всего интервала моделирования (рисунок 8).

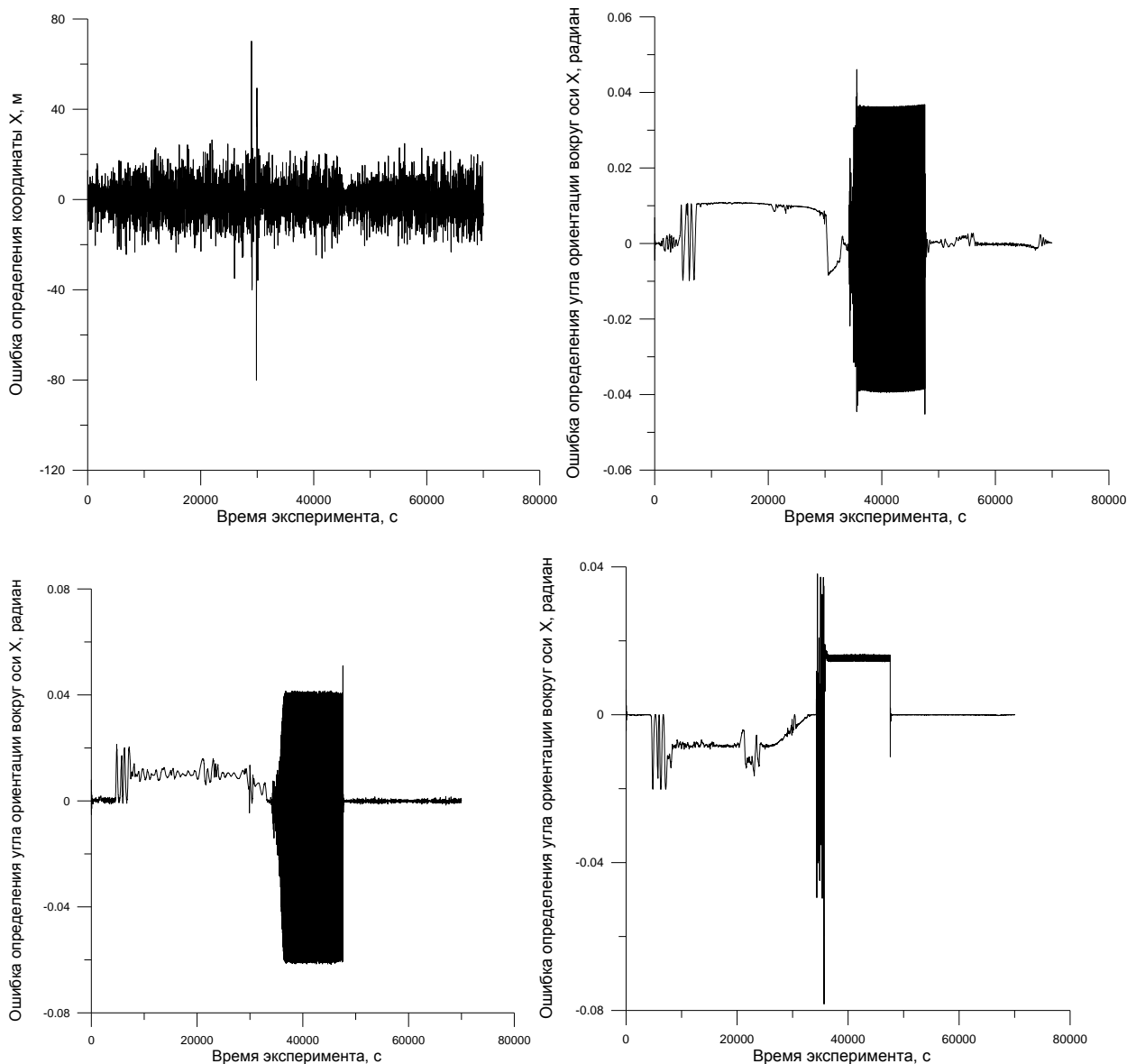


Рис.8. Эксперимент с исходными данными №3, продолженный до 80000 секунд, с периодическим восстановлением ковариационных матриц.

Анализ приведенных на рисунках 7 - 8 зависимостей показывает, что при проведении длительных экспериментов существенное влияние на точность вырабатываемых оценок оказывает резкое изменение условий наблюдаемости, которое при отсутствии мероприятий по восстановлению ковариационной матрицы приводит к расходимости фильтра. Незначительное падение точности вырабатываемых интегральным фильтром оценок, возникающие каждый раз после восстановления матрицы, отходит при этом на второй план. Поэтому восстанавливать матрицу необходимо, но делать это с такой частотой, которая позволит минимизировать переходные режимы. Эту частоту можно регулировать варьированием значения детерминанта, при котором производится операция восстановления ковариационной матрицы.

В результате настройки были выработаны следующие значения настраиваемых параметров фильтра, призванные обеспечить минимальный уровень ошибок при работе интегрального фильтра в переходных режимах. Следующие значения настраиваемых параметров использовались во всех основных экспериментах по моделированию полета ЦКА на ГСО и ВЭО:

- $\sigma$  (подстраиваемый коэффициент) для матрицы кодовых измерений GPS\ГЛОНАСС\GEO = 2;
- Сигма для матрицы измерений астроприборов = 1;
- Восстановление матрицы ГНСС по достижению значения детерминанта = 0.4;
- Восстановление матрицы астроприборов по достижению значения детерминанта = 0.4;
- Количество итерации обработки отдельного измерения ГНСС = 2 при наличии менее трех видимых НКА, = 1 при наличии больше трех видимых НКА;
- Количество итерации обработки астро измерений = 2;
- Шаг проведения коррекции = 10 сек, в случае 1го видимого НКА = 5 секунд.

#### 4. Моделирование

Для оценки полученной в результате доработок интегрального фильтра точности модернизированной интегрированной астро-спутниковой навигационной системы было проведено имитационное моделирование процесса движения ЦКА. В качестве исходных параметров были взяты типичные для спутников мониторинга и связи орбиты – геостационарная и высокоэллиптическая.

Ниже приведены результаты экспериментов для КА на геостационарной орбите. Рисунок 9 соответствует эксперименту без настроек интегрального фильтра, рисунок 10 – результатам работы навигационной системы с доработанным интегральным фильтром.

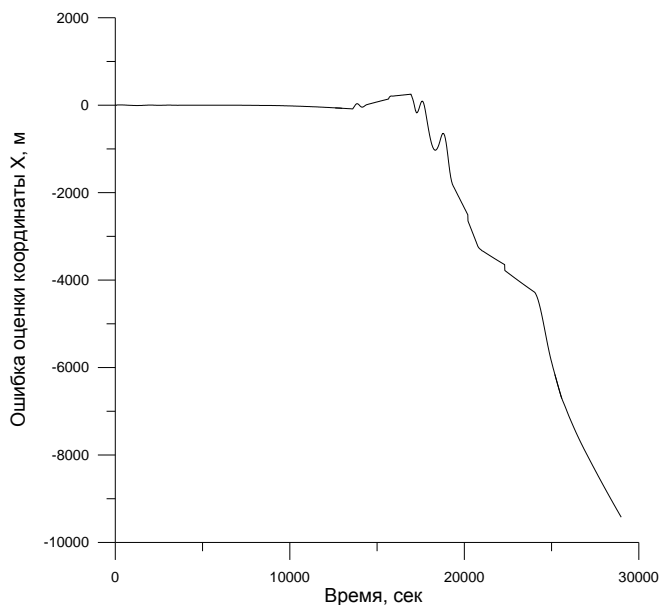


Рис.9. Ошибки оценок координат неадаптированного фильтра ЦКА на ГСО

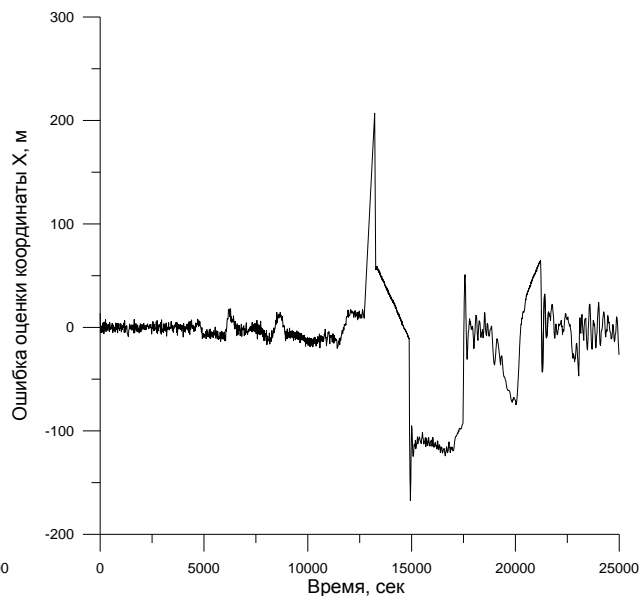


Рис.10. Ошибки оценок координат адаптированного фильтра ЦКА на ГСО

На представленных зависимостях видно, что возмущение, появившееся в районе 15000 секунды, привело к потере устойчивости неадаптированного фильтра. Доработанный интегральный фильтр выработал навигационное решение с увеличенной по сравнению со штатной работой ошибкой, однако, сохранил устойчивость и вернулся к прежней до появления возмущения точности. В качестве возмущения послужило ухудшение условий видимости НКА, проиллюстрированное на рисунке 11.

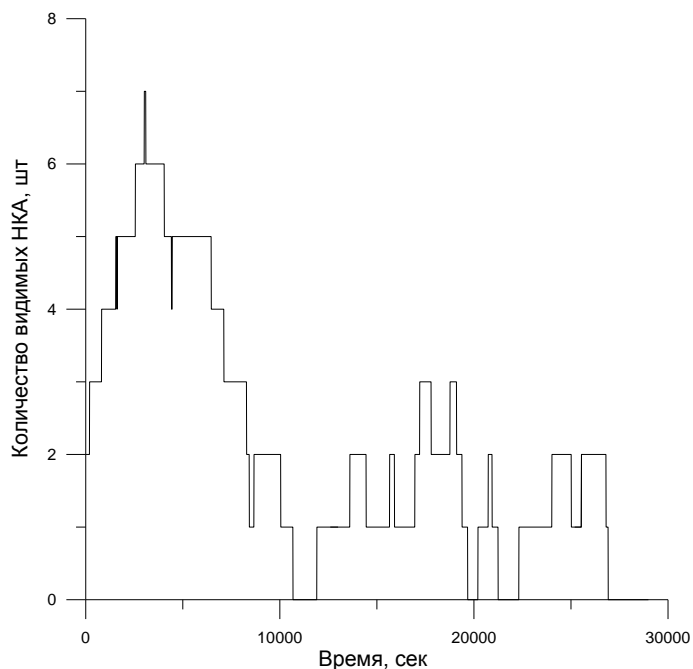


Рис.11. Количество видимых НКА на ГСО.

Улучшение в работе интегрального фильтра демонстрируют также результаты с эволюциями ошибок определения угла поворота вокруг оси X на рисунках 12 и 13. На рисунке 12 представлен результат работы неадаптированного фильтра, на рисунке 13 – соответственно адаптированного.

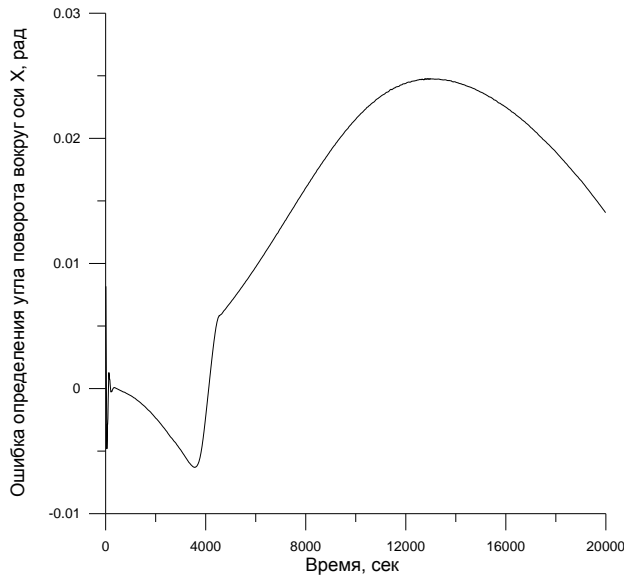


Рис.12. Ошибки оценок углов ориентации неадаптированного фильтра ЦКА на ГСО

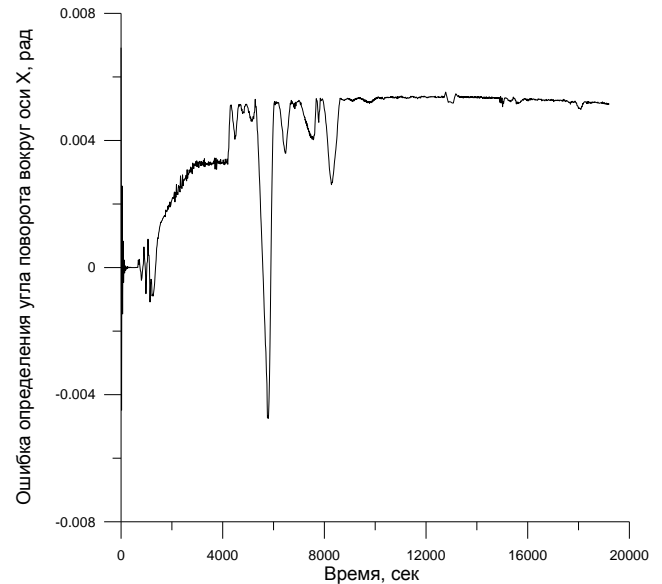


Рис.13. Ошибки оценок углов ориентации адаптированного фильтра ЦКА на ГСО

Зависимости на рисунках 12 и 13 показывают, что доработка интегрального фильтра повысила точность выдаваемых оценок углов ориентации. Ошибки определения координат Y, Z ведут себя идентично ошибкам по координате X, а ошибки углов поворота вокруг осей Y, Z соответственно идентичны ошибкам поворота вокруг оси X, поэтому в целях экономии места здесь не приводятся.

Далее приводятся результаты экспериментов для КА на высокоэллиптической орбите. Рисунок 14,16 соответствует экспериментам без настройки интегрального фильтра, рисунок 15,17 – результатам работы навигационной системы с доработанным интегральным фильтром.

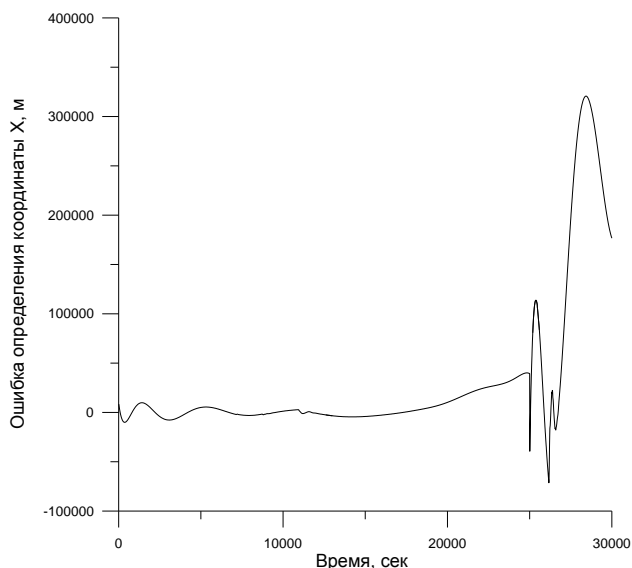


Рис.14. Ошибки оценок координат неадаптированного фильтра ЦКА на ВЭО

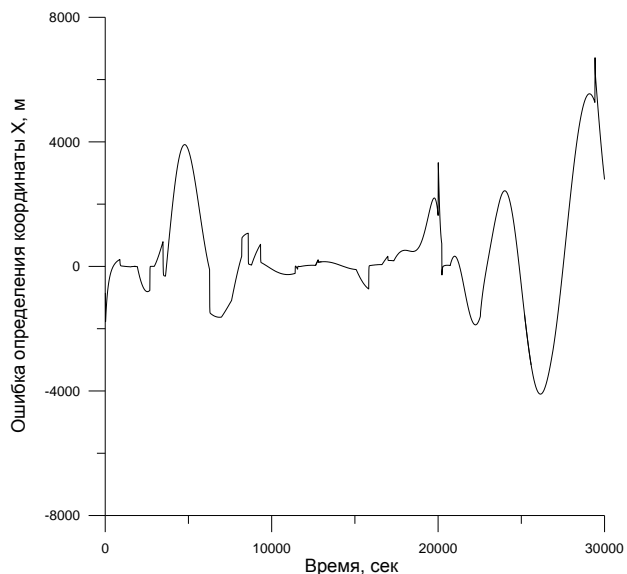


Рис.15. Ошибки оценок координат адаптированного фильтра ЦКА на ВЭО

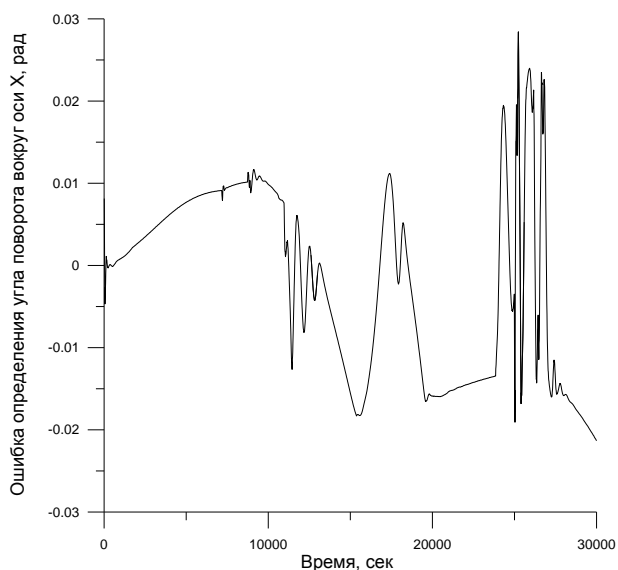


Рис.16. Ошибки оценок углов ориентации неадаптированного фильтра ЦКА на ВЭО

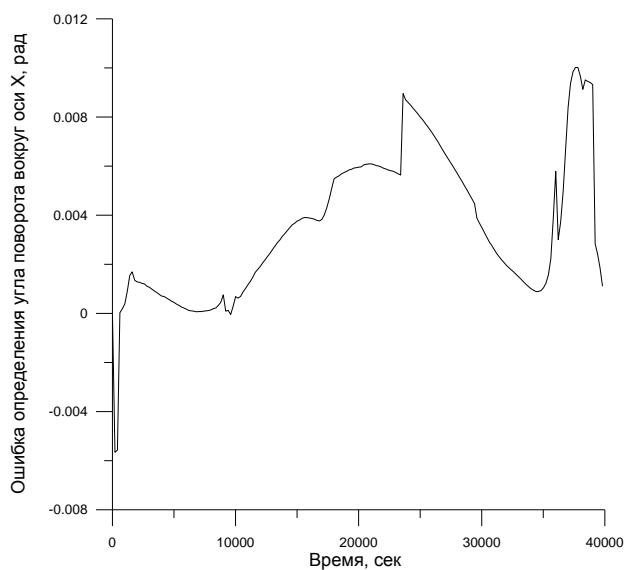


Рис.17. Ошибки оценок углов ориентации адаптированного фильтра ЦКА на ВЭО

## 5.Выводы

Подводя итог материалу, приведенному в настоящей статье, можно сделать следующие **выводы**:

1. Доработан алгоритм интеграции данных интегрированной астро-спутниковой навигационной системы, с целью повышения точности навигационных определений путем обработки измерений от астроприборов и спутниковой навигационной системы в условиях помех.

2. Проведена отработка модернизированного программно-математического обеспечения путем имитационного моделирования процесса функционирования интегрированной навигационной системы.
3. Проведен анализ полученных в ходе имитационного моделирования результатов, в результате которого можно сделать следующие утверждения:
  - Доработанный интегральный фильтр навигационной системы имеет повышенную устойчивость и не проявляет расходимости при воздействии различных возмущений.
  - Разработанная астро-спутниковая интегрированная навигационная система после доработки интегрального фильтра вырабатывает более высокую точность навигационного решения для ЦКА на ГСО и ВЭО. В условиях видимости 2 и более НКА, при максимальном уровне возмущающих факторов, в том числе, действующей помехи, полученная точность была повышена с 8 до 1 секунды по периоду обращения, с 0.0001 до  $1e-5$  по эксцентриситету.

#### **Библиографический список**

- 1 Кружков Д.М. "Оценка точности астро-спутниковой интегрированной навигационной системы спутника связи". Труды МАИ, №51, 2012.
- 2 Малышев В.В., Красильщиков М.Н. и др. Системы спутникового мониторинга, М.: МАИ, 2000.
- 3 Основы синтеза систем летательных аппаратов, под редакцией Лебедева А.А., М. МАИ, 1996.
- 4 Решетнев М.Ф., Лебедев А.А., Бартенев В.А., Красильщиков М.Н., Малышев В.А., Малышев В.В. Управление и навигация искусственных спутников Земли на околокруговых орбитах, М. Машиностроение, 1988.
- 5 Дубошин Г.Н. Справочное руководство по небесной механике и астродинамике. М.: Наука, 1976.
- 6 Современные информационные технологии в задачах навигации и наведения беспилотных маневренных летательных аппаратов. Под редакцией М.Н. Красильщикова и Г.Г. Себрякова, М., Физматлит, 2009
- 7 Красильщиков М.Н., Дишель В.Д., Сыпало К.И., Козорез Д.А. Формирование облика интегрированной навигационной системы малого ИСЗ на основе GPS/ГЛОНАСС технологий, Изв. РАН Теория и системы управления, 2001 г. №6



- 8 Красильщиков М.Н., Сыпало К.И., Козорез Д.А. "Интегрированная навигационная система вертолета" часть 1; "Математические модели и алгоритмы". Авиакосмическое приборостроение, №6, 2004, стр. 32-40.
- 9 Красильщиков М.Н., Сыпало К.И., Козорез Д.А. "Интегрированная навигационная система вертолета" часть 2; "Результаты моделирования". Авиакосмическое приборостроение, №6, 2004, стр. 40-50.

### **Сведения об авторах**

Кружков Дмитрий Михайлович; аспирант Московского авиационного института (национального исследовательского университета).

МАИ, Волоколамское ш., 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993;

тел.: +7-917-552-20-85; email: kruztkovd@mail.ru