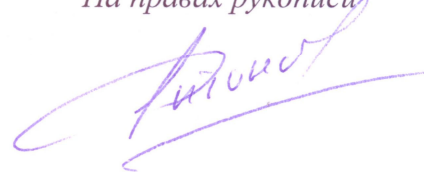


**МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)» МАИ**

На правах рукописи



Антонов Дмитрий Александрович

**Бортовой навигационный комплекс повышенной
помехозащищённости с переменной структурой для
БПЛА**

Специальность 05.11.03 - Приборы навигации

ДИССЕРТАЦИЯ

на соискание учёной степени кандидата технических наук

Научный руководитель: кандидат технических наук, доцент
Веремеенко Константин Константинович

Москва – 2015

СОДЕРЖАНИЕ

	стр.
Введение.....	5
Глава 1. Концепция построения БНК.....	10
1.1 Концепция процедуры построения БНК.....	11
1.2 Режимы работы БНК.....	14
1.3 Структура организации алгоритмов комплексной обработки информации БНК.....	16
1.4 Структура организации алгоритмов ориентации и навигации БНК.....	20
1.5 Аппаратный состав БНК.....	22
Выводы по главе 1.....	25
Глава 2. Математические модели БНК.....	26
2.1 Математическая модель погрешностей БИНС БНК.....	26
2.2 Математическая модель погрешности кодовых и доплеровских измерений приёмника ГНСС.....	31
2.3 Алгоритмическое обеспечение магнитного компаса, методика согласования осей и девиационных работ.....	35
2.3.1 Модель погрешности магниторезистивного датчика. Методика проведения девиационных работ.....	37
2.3.2 Методика согласования взаимной ориентации БНК и МК.....	42
Выводы по главе 2.....	44
Глава 3. Алгоритмы комплексной обработки информации основного режима работы горизонтальных каналов БНК.....	46
3.1 Оценитель КОИ БНК базе дискретного фильтра Калмана.....	46
3.2 Алгоритм КОИ слабосвязанной схемы.....	49
3.3 Алгоритм КОИ жесткосвязанной схемы.....	53
3.4 Алгоритм КОИ с переменной структурой.....	59
Выводы по главе 3.....	69
Глава 4. Исследование характеристик разработанных алгоритмов.....	70

4.1 Методика и программно-математическое обеспечение имитационного моделирования.....	70
4.1.1 Моделирование траектории движения, а также параметров ориентации и навигации.....	72
4.1.2 Имитационное моделирование измерений БИНС, ГНСС и МК.....	76
4.1.3 Имитационное моделирование показаний БИНС	77
4.1.4 Имитационное моделирование псевдодальностей, псевдоскоростей и решения навигационной задачи приёмником ГНСС	78
4.1.5 Имитационное моделирование показаний МК.....	80
4.1.6 Имитационное моделирование слабосвязанной схемы комплексирования БНК	81
4.1.7 Имитационное моделирование жесткосвязанной схемы комплексирования БНК.....	82
4.2 Анализ результатов имитационного моделирования	83
4.2.1 Результаты имитационного моделирования алгоритмов КОИ слабосвязанной и жесткосвязанной схем комплексирования.....	84
4.2.2 Результаты имитационного моделирования алгоритма КОИ переменной структуры	95
4.2.3 Исследование оцениваемости параметров расширенного вектора состояния	106
4.2.4 Анализ результатов имитационного моделирования жесткосвязанной схемы комплексирования перестраиваемой структуры	110
4.3 Методика и комплекс испытаний БНК на автотранспорте.....	112
4.4 Результаты испытаний на автотранспорте.....	115
4.4.1 Результаты испытаний на автотранспорте БИСНС-1ТМ.....	120
4.4.2 Результаты испытаний на автотранспорте МБНПК “Трилистник”.....	124
4.5 Лётные испытания БНК.....	129
4.6 Результаты лётных испытаний БНК на "летающей лаборатории".....	130
Выводы по главе 4	137
Заключение.....	139

Список сокращений и условных обозначений	140
Список использованных источников.....	141

Введение

Актуальность работы. Роботизированные технологии находят всё большее применение в различных видах воздушного, наземного и морского транспорта, в сельском хозяйстве, при добыче полезных ископаемых и освоении природных ресурсов. При этом весьма динамично развивается рынок роботизированных летательных аппаратов [66,67]. По мере роста общего количества беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) становится актуальной задача их интеграции в общее пространство с пилотируемыми воздушными судами (ВС) [55,60,61,62], решение которой возможно только при достижении заданного качества определения параметров движения БПЛА, в том числе точности и помехозащищённости. Эксплуатационные стандарты находятся в стадии разработки [40,41,68] уполномоченными органами гражданской авиации и, вероятно, будут повторять аналогичные требования к бортовому оборудованию (БО) гражданских ВС [65].

В настоящее время на международном и отечественных рынках не предлагаются специализированные серийные навигационных систем для беспилотной авиации, прежде всего малого и среднего классов, удовлетворяющие требованиям безопасности полетов в общем воздушном пространстве. К бортовому оборудованию БПЛА предъявляются жесткие требования по минимизации стоимости, массогабаритных характеристик и энергопотребления, которые зачастую являются взаимно противоречивыми, а их выполнение в общем случае приводит к ухудшению точности и помехозащищённости. Перед разработчиками навигационного оборудования БПЛА стоит проблема обеспечения точности и помехозащищённости при использовании элементной базы общего назначения. Специфика применения малых и средних БПЛА при отсутствии наземных навигационных средств поддержки [16,32], в условиях низковысотного маневренного полёта, при снижении видимости и переотражении сигналов навигационных космических аппаратов (НКА) глобальных спутниковых навигационных систем (ГНСС) усложняет проблему обеспечения точности и помехозащищённости навигационного определения [11,12,14].

Решение проблемы возможно двумя основными путями: первый из них - применение аппаратуры, используемой в пилотируемой авиации. Преимуществом такого подхода является применение отработанных изделий и технологий, а недостатком - игнорирование специфики БПЛА, что делает практически невозможным его применение в составе БПЛА малого и среднего классов. Модификация существующего БО ВС под нужды беспилотной авиации

требует значительных ресурсов и не снимает ряд принципиальных ограничений на применение, прежде всего из-за массогабаритных характеристик БО ВС и его высокой стоимости.

Второй путь - создание специализированных навигационных комплексов БПЛА малого и среднего классов, в которых следует применять недорогие датчики общего назначения. Повышение точности навигационного определения, надежности и унификация методик проектирования и испытаний аппаратной части и программно-алгоритмического обеспечения БО БПЛА могут быть достигнуты за счет глубокой интеграции систем различной физической природы при сохранении алгоритмического, программного и аппаратного ядра навигационного комплекса БПЛА, основанного на инерциальной навигационной системе [2,6,7]. Определяющий вклад в развитие алгоритмического обеспечения навигационных комплексов внесли своими работами Ишлинский А.Ю., Андреев В.Д. [4], Красовский А.А., Помыкаев И.И., Пешехонов В.Г., Селезнев В.П., Дмитроченко Л.А. [39]. Вопросы комплексной обработки информации для решения задач повышения точности и надёжности навигационных систем раскрыты в работах Парусникова Н.А., Голована А.А., Красильщикова М.Н., Распопова В.Я., Репникова А.В., Степанова О.А., [42]. Программно-аппаратный состав навигационного комплекса и методики полунатурных и натурных испытаний навигационных систем различного класса и областей применения приводятся в работах Бабича О.А, Джанжгавы Г.И., Харина Е.Г. и др.

Актуальная проблема обеспечения помехозащищённости навигационного оборудования может быть решена на основе построения алгоритмов комплексной обработки информации с переменной структурой, что позволяет оценить погрешности каждой из подсистем и реализовать алгоритмы обнаружения и исключения отказов различного вида [28,32].

Цель работы заключается в обосновании концепции построения, разработке программно-алгоритмического обеспечения и аппаратных решений, обеспечивающих повышение точности, а также в исследовании свойств бортового навигационного комплекса (БНК) повышенной помехозащищённости с переменной структурой для БПЛА малого и среднего классов.

Для достижения поставленной цели должны быть решены следующие научно-технические задачи:

- разработка концепции построения БНК БПЛА и обоснование структуры алгоритмического обеспечения БНК повышенной помехозащищённости с переменной структурой;

- разработка математической модели погрешностей навигационного комплекса, учитывающей стохастическую и волновую структуру возмущений и особенности траектории движения БПЛА;

- разработка алгоритма оценителя вектора состояния БНК, учитывающего стохастическое и волновое представление возмущений, и алгоритма контроля ГНСС измерений;

- разработка методики имитационного моделирования алгоритмов БНК, в том числе алгоритмов комплексной обработки информации БНК переменной структуры с учётом влияния возмущающих факторов различного вида;

- создание экспериментального образца БНК;

- разработка методики проведения полунатурных испытаний для анализа характеристик алгоритмов комплексной обработки информации.

Объектом исследования является БНК моторного БПЛА малого и среднего классов самолетного типа, предназначенного для решения широкого круга практических задач, при этом в качестве **предмета исследований** выступает алгоритмическое обеспечение БНК, включающее процедуры комплексной обработки информации переменной структуры, которые обеспечивают повышение помехозащищённости комплекса за счёт обнаружения, оценки и исключения искажённых сигналов навигационных спутников.

Методы исследования. Диссертационная работа выполнена с использованием методов построения моделей динамических систем, методов статистической обработки данных, теории оптимального оценивания и комплексной обработки навигационной информации, методов имитационного и полунатурного моделирования, а также натурных испытаний. Экспериментальные исследования проводились с использованием пакетов MATLAB и MathCAD, языков программирования C, Java, Borland Delphi, операционных систем реального времени (RTKernel, TNKernel), специально разработанного стенда полунатурных испытаний БНК на автотранспорте, предложенных авторских методик и оборудования.

Положения, выносимые на защиту:

- структуры алгоритмической и аппаратной части БНК, обеспечивающие повышение помехозащищённости за счёт контроля измерений ГНСС и переменной структуры алгоритмов КОИ;

- математическая модель погрешностей навигационного комплекса, учитывающая стохастическую и волновую структуру возмущений и особенности траектории движения БПЛА;

- алгоритмы оптимального оценителя и контроля измерений ГНСС на базе стохастического и волнового подходов представления погрешностей определения псевдодальностей и псевдоскоростей НКА ГЛОНАСС/GPS, обеспечивающие повышенную помехозащищённость комплекса;

- методики имитационного и полунатурного моделирования алгоритмов БНК предложенных схем комплексирования при различных возмущающих факторах, а также натурных испытаний экспериментальных образцов БНК;

- результаты имитационного моделирования и натурных испытаний, полученные с использованием созданных образцов БНК.

Научная новизна работы:

- концепция построения БНК БПЛА и структура алгоритмического обеспечения БНК повышенной помехозащищённости с переменной структурой;

- математическая модель погрешностей навигационного комплекса, учитывающей стохастическую и волновую структуру возмущений и особенности траектории движения БПЛА;

- алгоритм линейного стохастического оценителя с использованием волнового представления возмущений;

- алгоритм контроля измерений ГНСС на базе предложенного линейного стохастического оценителя;

- методика имитационного моделирования алгоритмов БНК, в том числе алгоритмов комплексной обработки информации, для нескольких вариантов схем комплексирования с учётом влияния возмущающих факторов различного вида;

- методика проведения полунатурных испытаний и камеральной обработки результатов для анализа характеристик алгоритмов комплексной обработки информации;

- результаты имитационного моделирования и натурных испытаний, подтверждающие работоспособность разработанного стохастического оценителя и показывающие его потенциальную точность.

Практическая ценность результатов исследований определяется разработанными схемами, математическими моделями, алгоритмами и аппаратными решениями, которые могут быть использованы разработчиками и производителями бортовых навигационных комплексов БПЛА малого и среднего классов.

Реализация и внедрение. Результаты научных исследований, полученные при работе над диссертацией, были использованы в ОКР ЗАО "Транзас Авиация" при создании образцов БИСНС-1Т, БИСНС-1ТМ [5], БИСНС-2Т, в других НИОКР, например [10,13,16,17], а также на

кафедре «Автоматизированные комплексы систем ориентации и навигации» МАИ (НИУ) в учебном процессе по дисциплинам «Навигационные системы» и «Программное и алгоритмическое обеспечение ПНК».

Глава 1. Концепция построения БНК.

На первом этапе разработки бортового навигационного комплекса (БНК) БПЛА малого и среднего класса необходимо обосновать структуру БНК в соответствии с требованиями к точности определения параметров ориентации и навигации, предложить концепцию процедуры разработки, режимы работы БНК, разработать структуру алгоритмов комплексной обработки информации, алгоритмов ориентации и навигации, обосновать выбор аппаратного состава БНК.

Основные требования к точности и диапазону измерений параметров ориентации и навигации БНК соответствуют требованиям ТЗ ОКР ЗАО "Транзас Авиация" «Разработка бесплатформенной инерциально-спутниковой навигационной системы БИСНС-1ТМ» [52] и приводятся в Таблице 1.

Таблица 1 - Требования в выходным параметрам БНК.

Выходной параметр [размерность]	Диапазон измерения	Режим работы	
		НВГ	КВ
		Погрешность определения(2 σ)	
Широта[°]	± 90	20 м	-
Долгота [°]	± 180	20 м	-
Высота [м]	от -1000 до 11000	30 м	-
Истинный курс[°]	от 0 до 360	3	3
Путевой угол[°]	от 0 до 360	2	-
Магнитный курс[°]	от 0 до 360	3	3
Тангаж[°]	± 90	1	3
Крен[°]	± 180	1	3
Модуль путевой скорости [м/с]	от 0 до 350	0,5	-
Северная и восточная проекция путевой скорости [м/с]	от 0 до 350	0,5	-
Время UTC[микросек]		1	1
Проекция линейного ускорения на оси X,Y,Z связанной с БПЛА с.к.[g]	от -5 до +5	0,01	0,01
Проекция абсолютной угловой скорость вращения на оси X,Y,Z связанной с БПЛА с.к.[°/с]	от - 150 до +150	0,05	0,05

1.1 Концепция процедуры построения БНК

Традиционный подход к проектированию БНК БПЛА [59,70] подразумевает последовательное выполнение следующей последовательности шагов: выбор измерителей – разработка (исследование) алгоритмов ориентации и навигации на основе показаний измерителей – разработка (исследование) алгоритмов комплексной обработки информации. Применение такого порядка обусловлено малым объёмом отечественного рынка датчиков и систем, прежде всего авиационных БИНС и БОСН, высокой стоимостью как самих изделий, так и ОКР, требуемых для доработки изделия под требования заказчика; однако этот способ не всегда позволяет получить требуемый результат. Более гибким и результативным является обратный ход построения рабочей структуры навигационной части комплекса: требования – режимы работы – измерения - разработка (исследование) алгоритмов комплексной обработки информации - разработка (исследование) алгоритмов ориентации и навигации на основе показаний измерителей - выбор измерителей. Применительно к задаче разработки БНК БПЛА на сегодняшний день такой подход является значительно более выигрышным в силу отсутствия обязательных требований к навигационному оборудованию БПЛА и, соответственно, отсутствию необходимости проведения сертификации, что даёт больший простор в разработке алгоритмического обеспечения и выборе измерителей. На рисунке 1 приводится схема порядка проектирования, использованного при проектировании БНК.

При формировании облика БНК БПЛА необходимо учитывать такие критичные факторы, как обеспечение установленных техническим заданием уровней точности при минимизации стоимости, массогабаритных характеристик и энергопотребления. С этой точки зрения оптимальным вариантом построения БНК является интеграция в единый комплекс датчиков и систем с комплексированием измерительной информации. Ядро БНК должно строиться на базе бесплатформенной инерциальной навигационной системы [3,26]. Для обеспечения задач пилотирования с состав бортового оборудования БПЛА входит система воздушных сигналов (СВС). На базе показаний СВС и магнитного компаса (МК) в БНК производится курсовоздушное счисление, что в совокупности с инерциальным счислением позволят получить комплексное решение в автономном режиме (без использования ГНСС) работы. Для начальной выставки БИНС и коррекции автономных алгоритмов счисления целесообразно включить в состав БНК приёмник ГНСС сигналов. Таким образом, идеология построения БНК изначально заключается в комплексировании измерений от входящих в его состав датчиков и систем. Непосредственно в состав БНК входят инерциальные датчики, приёмник ГНСС и МК, а также предусматривается интерфейс взаимодействия с СВС.

Конкретные типы датчиков и систем выбираются в соответствии с требованиями программно-алгоритмического обеспечения БНК.

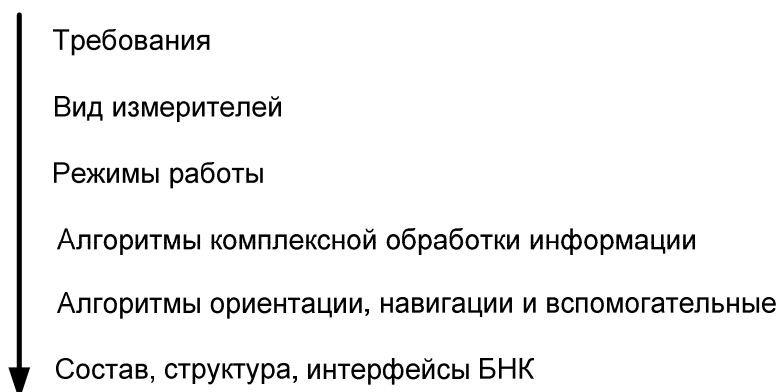


Рисунок 1 – Концепция процедуры построения БНК.

При разработке алгоритмов комплексной обработки информации БНК в работе предлагается подход последовательного усложнения моделей измерений (рисунок 2) с добавлением функции адаптивной перестройки вектора состояния системы в зависимости от оценки наличия или отсутствия в измерениях корректора возмущений волновой структуры с амплитудой, превышающей заданный порог. Такой способ позволяет отработать на первом этапе (слабосвязанная схема комплексирования) алгоритмы комплексной обработки информации на базе дискретного оптимального фильтра Калмана и принятых моделей динамики системы, а также формирование обратных связей в алгоритмы подсистем БНК от КОИ. На втором этапе решается задача усложнения моделей измерений и отработка алгоритмов комплексирования на базе жёсткосвязанной схемы. На заключительном этапе в алгоритмы КОИ добавляется перестройка моделей измерений с использованием стохастического и волнового подходов. Тем самым достигается последовательное приближение к требуемому виду алгоритмов КОИ, возможность разработки программно-математического обеспечения, проведение сравнительного анализа характеристик алгоритмов КОИ. В итоге уменьшается количество ошибок построения алгоритмов КОИ и их программной реализации в составе БНК.

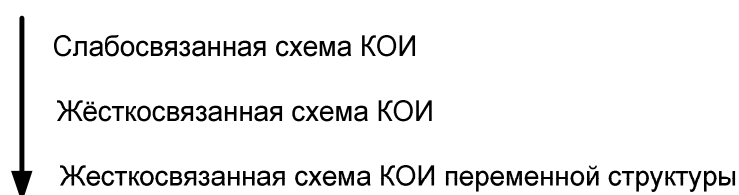


Рисунок 2 – Процедура разработки алгоритмов комплексной обработки информации БНК.

Также с целью минимизации количества ошибок при разработке алгоритмического, программного и аппаратного обеспечения БНК в работе реализован способ последовательной отладки соответствующего обеспечения БНК на этапах имитационного моделирования, стендовых испытаний, натурных испытаний на автотранспорте и лётных испытаний для каждой из разработанных схем комплексирования. Структура этапов разработки приводится на Рисунке 3.

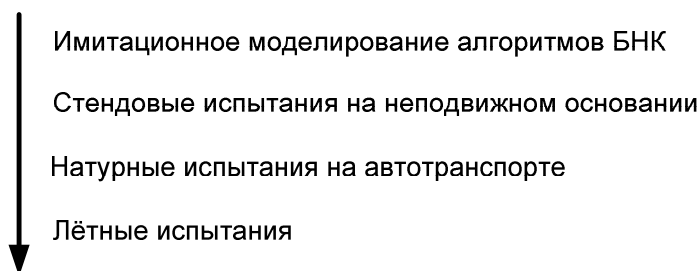


Рисунок 3 – Последовательность отладки и испытаний алгоритмов, программного и аппаратного обеспечения БНК.

На этапе имитационного моделирования алгоритмов БНК осуществляется отладка программно-алгоритмического обеспечения и анализ влияния различных внешних и внутренних факторов и видов возмущений на характеристики алгоритмов БНК. Стендовые испытания позволяют провести отладку программно-алгоритмического и аппаратного обеспечения БНК при ограниченных (установленных) внешних и внутренних возмущениях. Натурные испытания на подвижном основании (автотранспорте) позволяют оценить характеристики работы БНК в динамике с использованием эталонных значений измеряемых и выдаваемых параметров БНК. При этом затраты времени и материально-технических ресурсов существенно ниже, чем при проведении полномасштабных лётных испытаний. Заключительный этап - лётные испытания, которые последовательно включают в себя серию испытаний БНК на мотодельтаплане, лётные испытания с использованием "летающей лаборатории", и лётные испытания в составе комплекса бортового оборудования БПЛА.

Для последовательной отработки каждой из схем комплексирования последовательно выполняются все этапы испытаний, что позволяет сравнивать между собой результаты работы различных схем комплексирования. Способ проектирования, отладки и испытаний схем комплексирования БНК показан на Рисунке 4. При этом появляется возможность распараллеливания этапов работ, совместные испытания и т.д.



Рисунок 4 – Общая последовательность отладки и испытаний алгоритмов, программного и аппаратного обеспечения БНК.

Таким образом, в работе предлагается подход к проектированию БНК БПЛА на основе последовательности этапов (требования – режимы работы – измерения - разработка (исследование) алгоритмов комплексной обработки информации - разработка (исследование) алгоритмов ориентации и навигации на основе показаний измерителей - выбор измерителей), последовательного усложнения моделей погрешности измерений с добавлением функционала перестройки структуры алгоритма КОИ совместно с отработкой решений на этапах имитационного моделирования, и натурных испытаний.

1.2 Режимы работы БНК

В БНК реализованы три основных режима “Начальная выставка”, “Навигация” и “Курсовертикаль” и четыре вспомогательных режима “Тест-контроль”, “Девияция”,

“Калибровка” и “Согласование осей” (Рисунок 4). Режимы “Девияция”, “Калибровка” и “Согласование осей” не могут работать одновременно и вне режима “Курсовертикаль”. Режим “Тест-контроль” работает только при наличии команды “Обжатие шасси”, неподвижности БПЛА и после получения последовательного набора цифровых и дискретных команд. В режиме “Тест-контроль” остальные режимы неработоспособны.

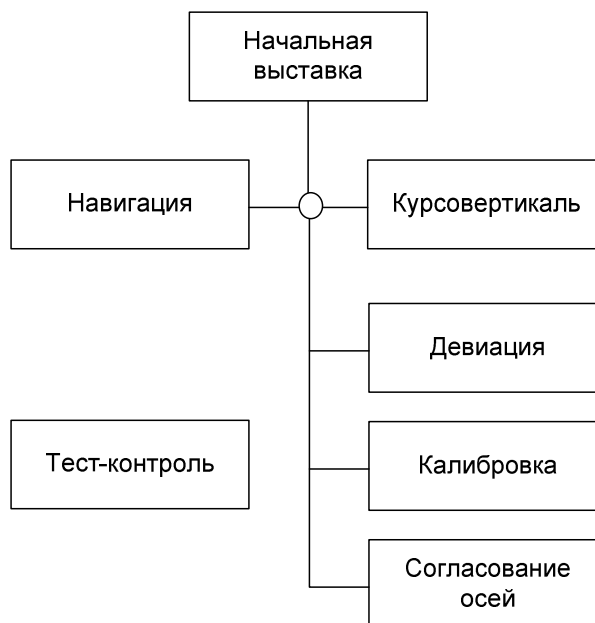


Рисунок 4 – Структура режимов БНК

В режиме “Навигация” (НВГ) БНК формирует и выдаёт выходные навигационные параметры с требуемым уровнем точности и в полном объёме. Для успешной работы режима необходим устойчивый приём сигналов ГНСС и/или СВС. При отсутствии приёма сигналов ГНСС и/или СВС в течение временного интервала заданной продолжительности БНК переходит в режим работы курсовертикали (КВ). В этом режиме по параметрам навигации выдаются признаки отказа, а параметры ориентации БПЛА определяется с повышенными погрешностями.

В режиме КВ угловое положение БПЛА относительно вертикали определяется по измерениям акселерометров и ДУС. Погрешность определения углов в этом режиме зависит от режима полёта БПЛА, максимальная точность достигается при полёте, близком к прямолинейному равномерному. В режимах интенсивного маневрирования БПЛА происходит накопление погрешности, величина которой зависит от длительности и интенсивности маневрирования. После прекращения воздействия ускорений и угловых скоростей погрешности уменьшаются. При возобновлении приёма ГНСС сигналов восстанавливается режим “Навигация”.

Предложенная в работе структура и логика переключения режимов полностью отвечает требованиям к БНК и позволяет упростить проведение регламентных работ.

1.3 Структура организации алгоритмов комплексной обработки информации БНК

Требования к режимам работы БНК, его стоимости и массогабаритным характеристикам и энергопотреблению не представляется возможным обеспечить без комплексирования измерительной информации из-за низкой точности или отсутствия всей требуемой функциональности доступных типов измерителей [5]. Ввиду низкой точности датчиков [59,64,75], прежде всего инерциальных, следует изначально разделить алгоритмы КОИ горизонтального и вертикального каналов [1]. В первом канале КОИ в качестве входных параметров используется информация от датчиков и систем о горизонтальных координатах, горизонтальных проекциях скорости и угле истинного курса. Во втором – информация о высоте и вертикальной скорости. На рисунке 1.3.1 приводится обобщенная схема организации горизонтального канала КОИ. На рисунке 1.3.2 – вертикального канала.

При этом соответствующие вектора выходных параметров датчиков и систем на Рисунке 5 определяются как:

$$\bar{Y}_{\text{БИНС}}^T = \{\lambda_{\text{БИНС}} \quad \varphi_{\text{БИНС}} \quad h_{\text{БИНС}} \quad V_{e\text{БИНС}} \quad V_{n\text{БИНС}} \quad V_{h\text{БИНС}} \quad \psi_{\text{БИНС}}\};$$

$$\bar{Y}_{\text{СНС}}^T = \{\lambda_{\text{СНС}} \quad \varphi_{\text{СНС}} \quad h_{\text{СНС}} \quad V_{e\text{СНС}} \quad V_{n\text{СНС}} \quad V_{h\text{СНС}}\};$$

$$\bar{Y}_{\text{МК}}^T = \{\psi_{\text{МК}}\};$$

$$\bar{Y}_{\text{КВС}}^T = \{\lambda_{\text{КВС}} \quad \varphi_{\text{КВС}} \quad V_{e\text{КВС}} \quad V_{n\text{КВС}}\},$$

где $\{\lambda_{\text{БИНС}}, \varphi_{\text{БИНС}}\}$, $\{\lambda_{\text{СНС}}, \varphi_{\text{СНС}}\}$, $\{\lambda_{\text{КВС}}, \varphi_{\text{КВС}}\}$ - долгота и широта точки места по показаниям БИНС, приёмника ГНСС и курсовоздушного счисления координат, соответственно; $h_{\text{БИНС}}$, $h_{\text{СНС}}$ - высота точки места по показаниям БИНС и приёмника ГНСС; $\{V_{e\text{БИНС}}, V_{n\text{БИНС}}\}$, $\{V_{e\text{СНС}}, V_{n\text{СНС}}\}$, $\{V_{e\text{КВС}}, V_{n\text{КВС}}\}$ - восточная и северная составляющие путевой скорости по показаниям БИНС, приёмника ГНСС и курсовоздушного счисления координат; $V_{h\text{БИНС}}, V_{h\text{СНС}}$ - вертикальная скорость БИНС и приёмника ГНСС; $\psi_{\text{БИНС}}$ и $\psi_{\text{МК}}$ - угол истинного курса БИНС и МК.

Измерения строятся по разности показаний подсистем. Вектора измерений $\bar{Z}_{\text{БИНС/СНС}}$, $\bar{Z}_{\text{БИНС/МК}}$, $\bar{Z}_{\text{БИНС/КВС}}$, $\bar{Z}_{\text{КВС/СНС}}$ имеют вид:

$$\bar{Z}_{\text{БИНС/СНС}}^T = \{\lambda_{\text{БИНС}} - \lambda_{\text{СНС}} \quad \varphi_{\text{БИНС}} - \varphi_{\text{СНС}} \quad V_{e_{\text{БИНС}}} - V_{e_{\text{СНС}}} \quad V_{n_{\text{БИНС}}} - V_{n_{\text{СНС}}}\};$$

$$\bar{Z}_{\text{БИНС/МК}}^T = \{\psi_{\text{БИНС}} - \psi_{\text{МК}}\};$$

$$\bar{Z}_{\text{БИНС/КВС}}^T = \{\lambda_{\text{БИНС}} - \lambda_{\text{КВС}} \quad \varphi_{\text{БИНС}} - \varphi_{\text{КВС}} \quad V_{e_{\text{БИНС}}} - V_{e_{\text{КВС}}} \quad V_{n_{\text{БИНС}}} - V_{n_{\text{КВС}}}\};$$

$$\bar{Z}_{\text{КВС/СНС}}^T = \{\lambda_{\text{КВС}} - \lambda_{\text{СНС}} \quad \varphi_{\text{КВС}} - \varphi_{\text{СНС}} \quad V_{e_{\text{КВС}}} - V_{e_{\text{СНС}}} \quad V_{n_{\text{КВС}}} - V_{n_{\text{СНС}}}\}.$$

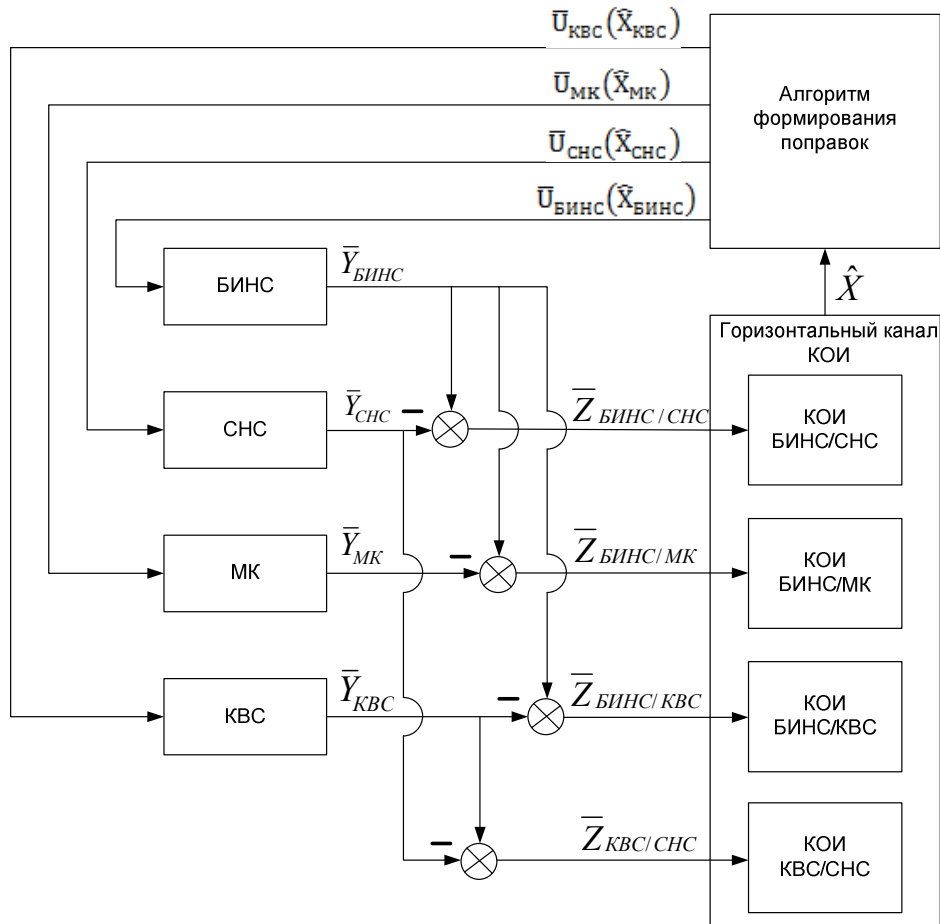


Рисунок 5 – Обобщенная схема горизонтального канала КОИ.

Следует отметить гибкость организации горизонтального канала КОИ [8,9]. При наличии навигационного решения приёмника ГНСС работают три фильтра (или один объединённый оценщик). Алгоритм КОИ БИНС/СНС предназначен для оценок погрешностей БИНС и приёмника ГНСС. С помощью алгоритма КОИ БИНС/МК формируется оценка погрешности определения угла курса и оценка модели погрешности показаний ДУС. Эти два алгоритма ОК дополняют друг друга, поскольку погрешности курсового канала БИНС слабо наблюдаемы при использовании классической позиционно-скоростной схемы коррекции от приёмника ГНСС. Третий алгоритм КОИ КВС/СНС предназначен для оценки погрешностей курсовоздушного счисления координат. В случае устойчивого отсутствия

информации о координатах и скоростях от приемника ГНСС работа алгоритмов приостанавливается и активируется алгоритм КОИ БИНС/КВС, который позволяет некоторое время выдерживать заданную точность определения навигационных параметров в режиме автономной работы [5]. Время работы алгоритма БИНС/КВС определяется требуемой точностью определения навигационных параметров в автономном режиме. Выполнение алгоритма КОИ БИНС/КВС приостанавливается по истечении заданного временного интервала автономного счисления и/или при превышении прогнозируемого значения среднеквадратичного отклонения (СКО) погрешности оценок над установленными порогами. Производится переход БНК в режим КВ.

На Рисунке 5 показаны вектора $\bar{U}_{КВС}(\hat{X}_{КВС})$, $\bar{U}_{МК}(\hat{X}_{МК})$, $\bar{U}_{СНС}(\hat{X}_{СНС})$, $\bar{U}_{БИНС}(\hat{X}_{БИНС})$, формирующие обратную связь в алгоритмы и системы БНК. Набор и значения параметров управляющих сигналов обратной связи определяются на этапе формирования алгоритмов КОИ.

Вектор выходных параметров баровысотомера формируется как:

$$\bar{Y}_{БВ} = \{h_{БВ}\},$$

где $h_{БВ}$ - барометрическая высота.

Вектора измерений $\bar{Z}_{БВ/СНС}$ и $\bar{Z}_{БИНС/БВ}$ имеют вид:

$$\bar{Z}_{БВ/СНС}^T = \{h_{БВ} - h_{СНС}\};$$

$$\bar{Z}_{БИНС/БВ}^T = \{h_{БИНС} - h_{БВ}\}.$$

Вектора $\bar{U}_{БВ}(\hat{X}_{БВ})$, $\bar{U}_{СНС}(\hat{X}_{СНС})$, $\bar{U}_{БИНС}(\hat{X}_{БИНС})$, формирующие обратную связь в алгоритмы и системы БНК, показаны на Рисунке 6.

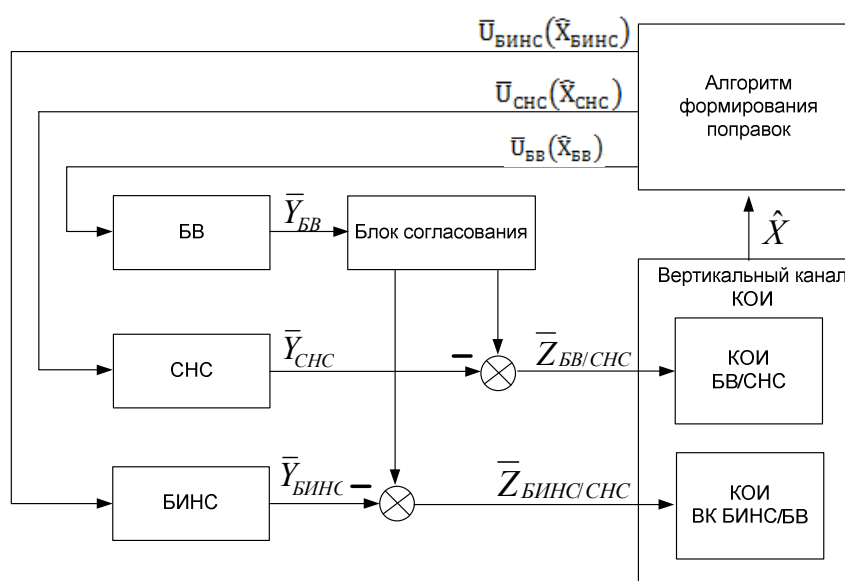


Рисунок 6 – Обобщенная схема вертикального канала КОИ.

Вертикальный канал КОИ включает два алгоритма фильтра, которые используются в зависимости от наличия измерений от приемника ГНСС. Алгоритм КОИ БВ/СНС формирует оценку вектора состояния принятой модели погрешности БВ при наличии корректирующей информации от ГНСС. Блок согласования предназначен для приведения высоты выдаваемой БВ к используемой в ГНСС системе координат. В случае устойчивого отсутствия информации о высоте и вертикальной скорости от приемника ГНСС работа алгоритма КОИ БВ/СНС приостанавливается и активизируется выполнение алгоритма вертикального канала (ВК) БИНС/БВ. Алгоритм КОИ ВК БИНС/БВ предназначен для формирования высотно-скоростной информации от БВ сглаженной по измерениям от вертикального канала БИНС.

Описанный подход позволяет организовать гибкую структуру алгоритма КОИ. Программная реализация предложенного алгоритма КОИ (Рисунок 7) может строиться как на использовании единого фильтра, включающего в себя все подфильтры, так и на построении декомпозированных каналов КОИ, или реализации каждого из подфильтров в отдельности.

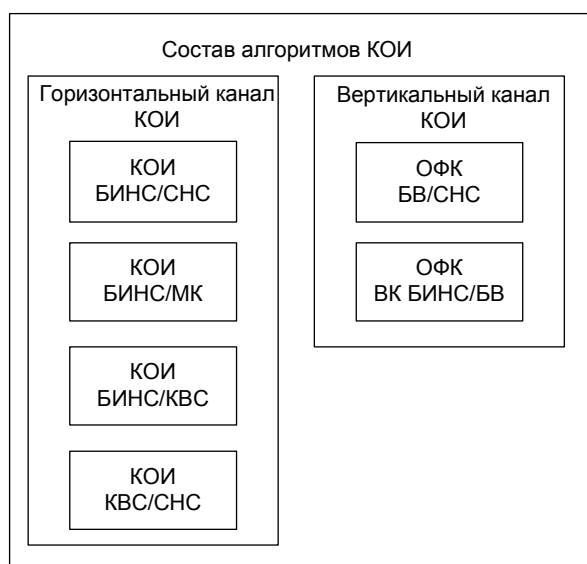


Рисунок 7 – Алгоритмы КОИ.

Первый подход удобен с точки зрения программной реализации, упрощения перекрестных связей между параметрами различных подфильтров и выбора оценок. К минусам единого фильтра можно отнести громоздкость и значительное увеличение требуемых вычислительных ресурсов. При использовании отдельной схемы организации КОИ каждый из рассмотренных алгоритмов реализуется отдельно. К плюсам такой схемы можно отнести значительно меньшие требования к вычислительным ресурсам, что может быть главной причиной выбора именно такого подхода. Основным минус – значительное усложнение алгоритма переключения между фильтрами, а также алгоритма выбора и формирования оценок параметров ошибок подсистем ПНК. При проектировании структуры КОИ БНК был выбран первый подход - единый алгоритм.

Предложенная структура алгоритмов КОИ позволяет получить требуемые точностные характеристики БНК.

1.4 Структура организации алгоритмов ориентации и навигации БНК

На этапе выработки структуры построения алгоритмов КОИ БНК была отмечена необходимость реализации гибкой схемы алгоритмического обеспечения. При этом под гибкой схемой понимается возможность построения различных вариантов структуры алгоритмического обеспечения в зависимости от текущего состава датчиков, требований, режима работы и внешних условий. Как уже отмечалось, ядром БНК должен являться инерциальный модуль, позволяющий реализовать алгоритмы бесплатформенной инерциальной системы и алгоритм гировертикали (курсовертикали), которые обеспечивают определение углов крена и тангажа. При наличии дополнительных измерений от МК производится поддержка магнитного курсового канала. Для определения угла истинного курса необходимы сведения о текущих координатах и дате (для расчета магнитного склонения). Координаты, дату или собственно склонение можно вводить на этапе подготовки БПЛА к полету. Удобнее же использовать БНК, в минимальный состав которого включён спутниковый навигационный приемник, что также позволяет получить информационную избыточность при реализации алгоритмов КОИ.

В составе БНК необходимо реализовать алгоритм курсовоздушного счисления (КВС) [39] координат с целью обеспечения потребителя навигационным решением при отсутствии информации от ГНСС приёмника путём комплексирования измерений от БИНС и КВС. На Рисунке 8 приведена укрупненная блок-схема алгоритмического обеспечения БНК. Блоки АКС1, АКС2, АКС3 соответствуют акселерометрам инерциального модуля. Информационные связи 1, 3 и 5 содержат измерения, пропорциональные проекциям кажущегося ускорения на соответствующие оси, а также текущее значение температуры инерциального датчика. Блоки ДУС1, ДУС2, ДУС3 соответствуют датчикам угловых скоростей инерциального модуля. Информационные связи 2, 4 и 6 содержат измерения, пропорциональные проекциям абсолютной угловой скорости на соответствующие оси, а также текущее значение температуры датчика. Измерения инерциального модуля поступают на вход цифровых фильтров (блоки "НЧ фильтр"), в качестве которых используются фильтры нижних частот с конечной импульсной характеристикой. Тип фильтров и их характеристики определяются динамикой полета БПЛА,

ограничениями на время отклика, требуемыми вычислительными ресурсами, а также темпом производства измерений инерциальными датчиками.

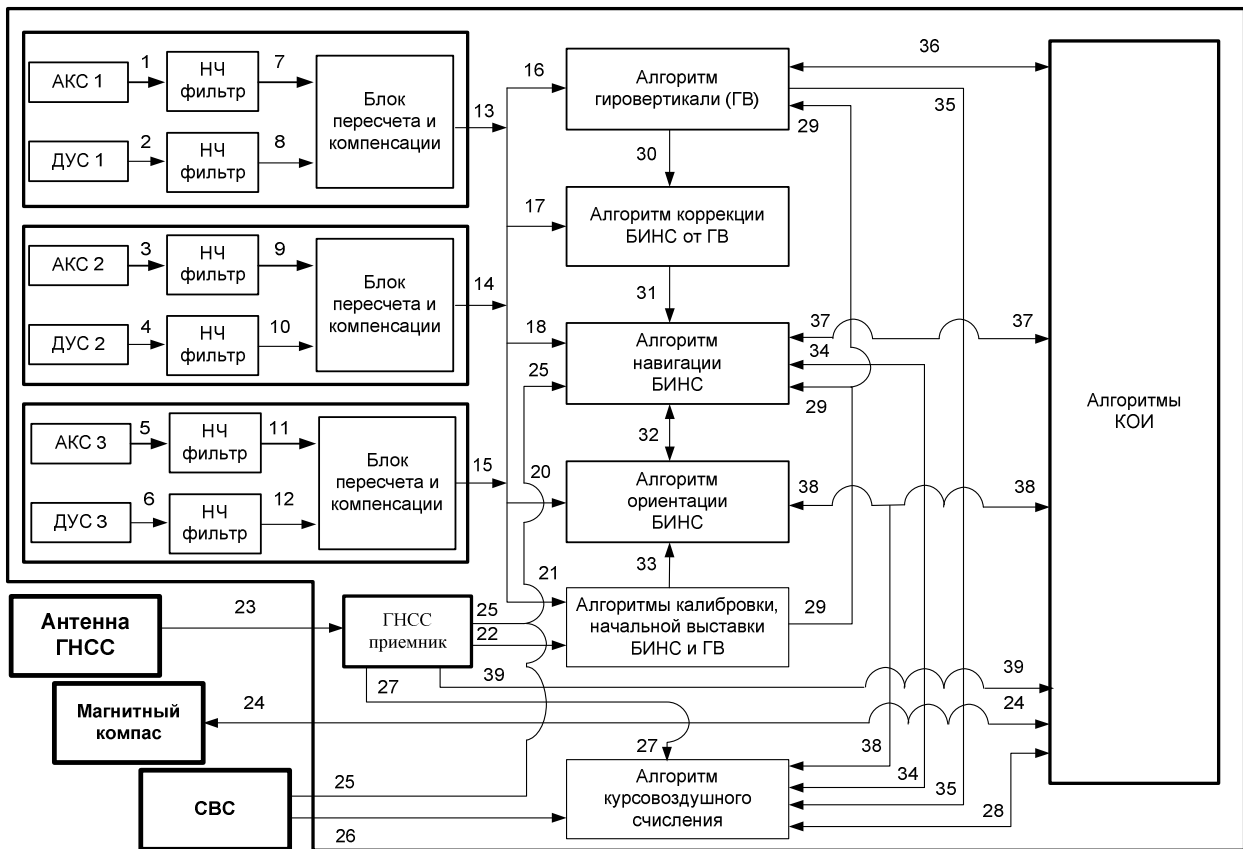


Рисунок 8 – Структура алгоритмов ориентации и навигации БНК.

Информационные связи 7, 8, 9, 10, 11 и 12 осуществляют передачу показаний инерциального модуля в три блока пересчета и компенсации. Этими блоками реализуются следующие функции:

- приведение измерений, пропорциональных проекциям абсолютной угловой скорости вращения, кажущегося ускорения и показания температурных датчиков к требуемому виду;
- пересчет измерений инерциальных датчиков из приборной системы координат, образованной осями чувствительности инерциального модуля, в систему координат, связанную с летательным аппаратом;
- компенсацию погрешностей инерциальных датчиков на основе математических моделей, полученных на этапе калибровки изделия.

Информационные связи 13, 14 и 15 содержат проекции абсолютной угловой скорости вращения и кажущегося ускорения на оси связанной системы координат с учетом моделей погрешности инерциальных датчиков.

Блок «Алгоритм гировертикали (ГВ)» реализует дискретный алгоритм ГВ. На вход блока поступает информация:

- о проекциях абсолютной угловой скорости вращения и кажущегося ускорения (информационная связь 16);

- значения дрейфов нулей ДУС, полученных на этапе предполетной подготовки, и начальных значений углов крена и тангажа (информационная связь 29);

- оценки погрешностей нулей и ошибок масштабных коэффициентов ДУСов и акселерометров, а также оценки погрешности определения углов крена и тангажа, полученные с использованием алгоритмов комплексной обработки информации (информационная связь 36).

Выходная информация блока «Алгоритм гировертикали (ГВ)» – углы крена и тангажа - поступает в алгоритм коррекции БИНС от ГВ (информационная связь 30), алгоритм курсовоздушного счисления (информационная связь 35) и в алгоритмы КОИ (информационная связь 36).

Блок «Алгоритм коррекции БИНС от ГВ» реализует алгоритм управления коррекции БИНС от ГВ. На вход алгоритма поступает информация о значениях углов крена и тангажа из алгоритма ГВ (информационная связь 30), а также проекции абсолютной угловой скорости вращения и кажущегося ускорения (информационная связь 17). Выходом алгоритма является информация о значениях углов крена и тангажа и признак включения/выключения коррекции БИНС от ГВ (информационная связь 31).

Описанная структура алгоритмического обеспечения БНК полностью обеспечивает требуемой информацией алгоритмы КОИ.

1.5 Аппаратный состав БНК

Исходя из предложенной структуры алгоритмического обеспечения, предлагается реализовать структуру комплекса, приведенную на Рисунке 8 .

В состав БНК входят датчики и системы, позволяющие построить комплекс, удовлетворяющий минимальным требованиям определения параметров ориентации и навигации: инерциальный модуль, спутниковый навигационный приемник ГЛОНАСС/GPS и МК.

Выходной информацией инерциального модуля являются три проекции абсолютной угловой скорости вращения и три проекции кажущегося ускорения на ортогональные оси

приборной системы координат. При этом от инерциального модуля требуется обеспечить диапазон измеряемых угловых скоростей $\pm 150^\circ/\text{сек}$ и ускорений - $\pm 5g$.

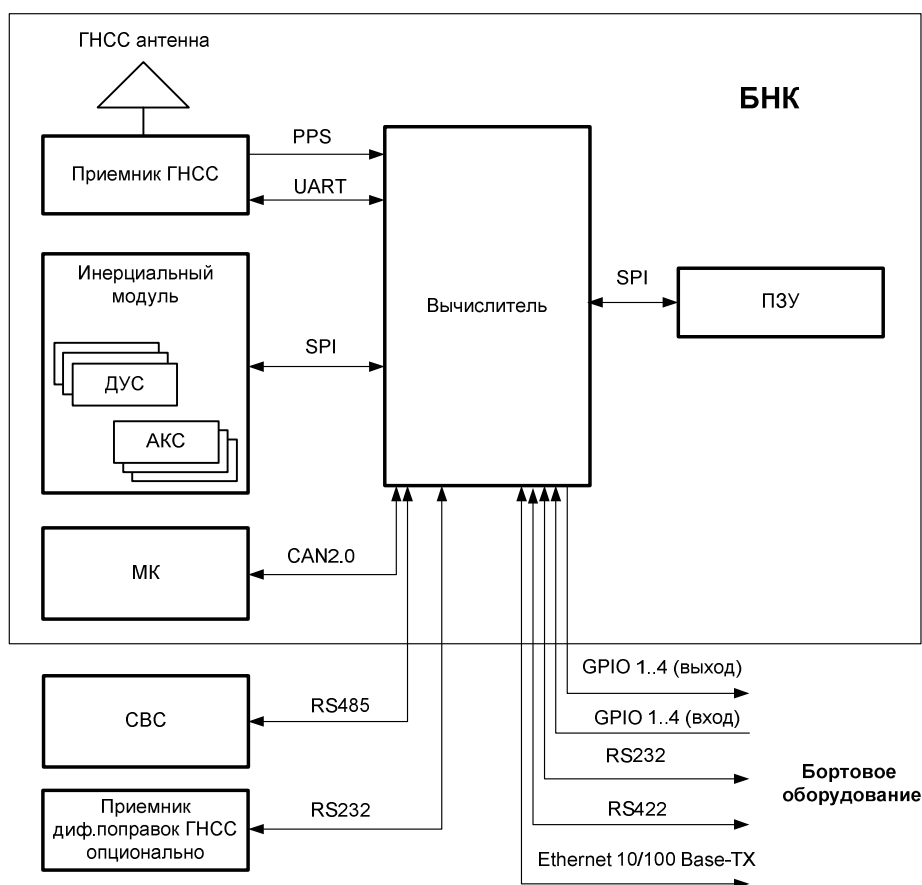


Рисунок 8 – Обобщенная структурная схема.

К ГНСС приёмнику на этом этапе разработки предъявляются требования работы с дифференциальными поправками [30] по интерфейсу RS232 в формате RTCM 2.2.

Выбор вычислителя БНК осуществляется с учетом требований на интерфейсы взаимодействия и функциональную нагрузку:

- функций управления, контроля и сигнализации за всеми элементами (основными и опциональными), входящими в состав БНК;
- сбор, обработку и передачу данных по внутренним и внешним шинам данных;
- функций синхронизации работы датчиков, систем и алгоритмов;
- реализацию алгоритмов ориентации, навигации и вспомогательных алгоритмов;
- запись и хранение в энергонезависимой памяти заводских и текущих настроек параметров систем.

Интерфейсы взаимодействия БНК должны обеспечивать прием и передачу разовых дискретных команд и обмен пакетами данных с бортовым оборудованием. В БНК должно быть реализовано:

- 4 дискретных входа: сигнал “Обжатие шасси”, команда “Согласование осей”, команда “Тест-контроль”, команда “Калибровка”;
- 4 дискретных выхода: сигналы “Исправность”, “Готовность”, “Питание”, “Ошибка”;
- 1 канал RS-232 для контроля и управления параметрами ГНСС приемников;
- 1 канал RS-422 для обмена пакетами данных с бортовым оборудованием;
- 1 канал Ethernet 10/100 Base-TX, предназначенный для высокоскоростной передачи измерений инерциальных датчиков, измерений ГНСС приемников в аппаратуру потребителя;
- каналы ARINC 429 предназначены для приёма/передачи данных бортовому оборудованию БПЛА.

Сигнал “Обжатие шасси” используется для обозначения режима стоянки или движения летательного аппарата по взлетно-посадочной полосе. Разовая команда “Согласование осей” предназначена для подачи команды на согласование осей МК. При наличии команды “Тест-контроль” и при переходе БНК в режим “Тест-контроль” на всех выходных интерфейсах системы выставляются данные установленного вида. Команда “Калибровка” используется при калибровке инерциальных датчиков БНК на поворотном столе с термокамерой. Интегральный сигнал “Исправность” формируется на основе информации о внутреннем контроле состояния подсистем - при отказе хотя бы одного из элементов активный уровень сигнала не формируется. Сигнал “Готовность” является интегральным - активное состояние формируется при наличии измерительной информации минимального состава для реализации одного из основных режимов и окончания начальной выставки. Например, в случае отказа всех измерителей за исключением инерциальных и окончания начальной выставки, что соответствует режиму гировертикали (ГВ), будет сформирован активный уровень сигнала “Готовность”. Сигнал “Питание” предназначен для индикации наличия питания. Сигнал “Ошибка” используется при диагностировании программной ошибки БНК встроенными функциями контроля.

Предложенная аппаратная структура БНК позволяет получить весь требуемый объем измерительной информации для реализации алгоритмов ориентации и навигации, и алгоритмов КОИ.

Выводы по главе 1

1. В главе предложена концепция процедуры построения БНК, заключающаяся в выполнении следующей последовательности этапов: определение требований, режимов работы, выбор типов измерений, разработка (исследование) алгоритмов комплексной обработки информации, разработка (исследование) алгоритмов ориентации и навигации на основе показаний измерителей, выбор измерителей. Такой подход позволяет получить требуемый результат при снижении временных и материальных затрат.

2. Разработана структура алгоритмического обеспечения комплексной обработки информации, решения задач навигации и ориентации БНК, позволяющего получить требуемые характеристики БНК при минимизации стоимости разработки и изделия в целом.

3. Предложены аппаратный состав и интерфейсы взаимодействия БНК, позволяющие реализовать предложенную структуру алгоритмического обеспечения.

Глава 2. Математические модели БНК

Для поведения оценки погрешностей подсистем БНК с использованием алгоритмов оптимальной обработки информации необходимо осуществить выбор математических моделей ошибок БИНС, ГНСС и МК. При выборе моделей необходимо учитывать требования по точности к режимам БНК, динамику объекта, а также модели внутренних и внешних возмущений.

2.1 Математическая модель погрешностей БИНС БНК

В основе алгоритма БИНС лежит алгоритм идеальной работы системы [4]. Однако реальный режим работе БИНС отличается от режима идеальной работы из-за наличия методических и инструментальных погрешностей инерциальных датчиков, погрешностей задания начальных условий интегрирования и погрешностей вычисления за счёт ошибок численного метода, погрешностей дискретизации, конечной длины разрядной сетки вычислителя. Наличие погрешностей приводит к работе БИНС в возмущенном режиме. Ввиду использования в БНК грубых ДУС и акселерометров основным фактором, влияющим на характеристики БИНС, становятся инструментальные погрешности инерциальных датчиков. Уровень этих погрешностей, как показывает практика использования грубых датчиков, может приводить к значительным ошибкам определения координат, скоростей и углов ориентации, не позволяющим использовать БИНС в качестве надёжного источника на интервалах времени больше нескольких десятков секунд.

Для уменьшения влияния возмущающих факторов БИНС на результирующую точность БНК необходимо синтезировать алгоритмы оценки погрешностей БИНС, в том числе, погрешностей инерциальных датчиков. В основе таких алгоритмов лежит математическая модель погрешностей БИНС. Задача обоснованного выбора математической модели включает в себя определение параметров погрешностей и выявление связей между погрешностями инерциальных датчиков и погрешностями параметров ориентации и навигации. При этом следует учитывать [24,36,38,44,71]:

- вид и свойства оценщика, в котором будет использоваться математическая модель [18,19,48];

- состав и структуру БИНС, а именно характеристики измерителей, количество и взаимную ориентацию осей измерительных датчиков, дополнительные технические решения, например, термостатирование (термокомпенсирование) измерительного модуля;
- требуемую точность определения параметров ориентации и навигации;
- наличие и методику калибровки инерциального модуля;
- вид используемого алгоритма идеальной работы БИНС и численного алгоритма БИНС;
- ограничения использования вычислительных ресурсов.

Исходя из предложенного состава и структуры БНК, в качестве основы при выборе математической модели погрешностей БИНС предлагается использовать модель, предложенную в [39]. При этом математическая модель погрешностей БИНС представляется в виде модели линейной динамической системы [51], записанной в пространстве вектора состояния:

$$\dot{\bar{X}} = [F] \cdot \bar{X} + [B] \cdot \bar{U} + [G] \cdot \bar{W}, \quad (1)$$

где $[F]$ - матрица динамики системы; \bar{X} - вектор состояния системы; $[B]$ – матрица управления; \bar{U} - вектор управляющих сигналов; $[G]$ – матрица связи шумов системы; \bar{W} - вектор шумов системы.

При формировании модели погрешности БИНС необходимо также учитывать, что в БНК используется алгоритм двухканальной БИНС. Информация о вертикальных параметрах (высоте и вертикальной составляющей скорости) поступает от внешних источников, а в случае их отсутствия значения этих параметров принимаются равными предшествующему значению и сохраняются постоянными.

Основываясь на опыте использования грубых инерциальных датчиков [5,6], инструментальные погрешности ДУС и акселерометров при выбранном составе измерителей БНК и их точностных характеристиках можно описать соотношениями вида:

$$\delta\Omega = \Delta\Omega + \Delta K_{\Omega} \cdot \Omega + \delta\Omega^{\text{noise}}, \quad \delta n = \Delta n + \Delta K_n \cdot n + \delta n^{\text{noise}}, \quad (2)$$

где $\delta\Omega$ – погрешность определения проекции абсолютной угловой скорости вращения на измерительную ось ДУС; $\Delta\Omega$ - постоянная составляющая погрешности ДУС (сдвиг нуля); ΔK_{Ω} - ошибка масштабного коэффициента ДУС; Ω - идеальное значение проекции абсолютной угловой скорости вращения на измерительную ось ДУС; $\delta\Omega^{\text{noise}}$ - шумовая составляющая погрешности, описываемая случайным гауссовским процессом типа “белого шума” с нулевым средним и известной интенсивностью; δn – погрешность определения проекции кажущегося ускорения; Δn - постоянная составляющая погрешности акселерометра (сдвиг нуля); ΔK_n - ошибка масштабного коэффициента акселерометра; n - идеальное значение проекции

кажущегося ускорения на измерительную ось акселерометра; δn^{noise} - шумовая составляющая погрешности акселерометра, описываемая случайным гауссовским процессом типа “белого шума” с нулевым средним и известной интенсивностью.

Вектор состояния математической модели (1) погрешностей двухканальной БИНС при принятой модели погрешностей инерциальных датчиков (2) имеет вид:

$$\bar{X}^T = \left\{ x_1, x_2, x_3, x_4, \alpha, \beta, \gamma, \Delta\Omega_X, \Delta\Omega_Y, \Delta\Omega_Z, \Delta K_{\Omega_X}, \Delta K_{\Omega_Y}, \Delta K_{\Omega_Z}, \Delta n_X, \Delta n_Y, \Delta n_Z, \Delta K_{n_X}, \Delta K_{n_Y}, \Delta K_{n_Z} \right\}, \quad (3)$$

где $\Delta\Omega_X, \Delta\Omega_Y, \Delta\Omega_Z$ – проекции постоянных составляющих погрешностей ДУС на оси связанной системы координат; $\Delta K_{\Omega_X}, \Delta K_{\Omega_Y}, \Delta K_{\Omega_Z}$ - ошибки масштабных коэффициентов ДУС; $\Delta n_X, \Delta n_Y, \Delta n_Z$ - постоянные составляющие ошибок акселерометров в проекции на оси связанной системы координат; $\Delta K_{n_X}, \Delta K_{n_Y}, \Delta K_{n_Z}$ - ошибки масштабных коэффициентов акселерометров; x_1, x_2 - ошибки определения координат БИНС, связанные с ошибками определения долготы $\delta\lambda$ и широты $\delta\varphi$, соответственно,

$$x_1 = \delta\lambda \cdot \rho_2 \cdot \cos(\varphi), \quad x_2 = \delta\varphi \cdot \rho_1, \quad (4)$$

где φ – идеальное значение текущей широты; ρ_1, ρ_2 - радиусы кривизны, соответственно, меридионального и перпендикулярного ему сечений, которые могут быть вычислены как:

$$\rho_1 = \frac{a \cdot (1 - e^2)}{\sqrt{(1 - e^2 \cdot \sin^2(\varphi))^3}} + h, \quad \rho_2 = \frac{a}{\sqrt{(1 - e^2 \cdot \sin^2(\varphi))}} + h, \quad (5)$$

где a – длина большой полуоси земного эллипсоида; e – эксцентриситет земного эллипсоида, оба параметра определяются принятой системой координат; h – идеальное значение текущей высоты над эллипсоидом;

x_3, x_4 - ошибки в определении скорости изменения координат БИНС, связанные с ошибками определения восточной δV_E и северной δV_N составляющими путевой скорости:

$$x_3 = \delta V_E + \left(\frac{V_h}{\rho_2} + \Omega_E \cdot \text{tg}(\varphi) \right) \cdot x_1 + \Omega_H \cdot x_2, \quad x_4 = \delta V_N + \frac{V_h}{\rho_1} \cdot x_1. \quad (6)$$

В выражении (6) отсутствуют слагаемые $\{\Omega_N \cdot \delta H\}$ и $\{-\Omega_E \cdot \delta H\}$ ввиду используемого в БНК алгоритма двухканальной БИНС. Идеальные значения вычисленных проекций абсолютной угловой скорости вращения в выражении (6) определяются соотношениями:

$$\Omega_E = \frac{-V_N}{\rho_1}, \quad \Omega_N = \frac{V_E}{\rho_2} + u \cdot \cos(\varphi), \quad \Omega_H = \frac{V_E}{\rho_2} \cdot \text{tg}(\varphi) + u \cdot \sin(\varphi), \quad (7)$$

где u - угловая скорость вращения Земли.

$\alpha_2, \beta_2, \gamma_2$ - ошибки ориентации вычисленного БИНС трехгранника относительно идеального географического:

$$\begin{aligned} \alpha_2 &= \alpha + \alpha_1, & \beta_2 &= \beta + \beta_1, & \gamma_2 &= \gamma + \gamma_1 \\ \alpha_1 &= -\frac{x_2}{\rho_1}, & \beta_1 &= \frac{x_1}{\rho_2}, & \gamma_1 &= \frac{x_1}{\rho_2} \cdot \text{tg}(\varphi) \end{aligned} \quad (8)$$

где $\alpha_1, \beta_1, \gamma_1$ погрешности ориентации вычисленного трехгранника относительно базового за счет наличия ошибок определения координат точки места; α, β, γ – погрешности ориентации, обусловленные дрейфами гироскопов.

Связь приведенных выше ошибок ориентации БИНС и ошибок БИНС в определении углов крена, кура и тангажа для траектории общего вида примет вид (9):

$$\begin{aligned} \delta\gamma &= \left(\frac{-\sin(\psi)}{\cos(\nu)} \right) \cdot \alpha_2 + \left(\frac{\cos(\psi)}{\cos(\nu)} \right) \cdot \beta_2 \\ \delta\psi &= (\sin(\gamma) \cdot \cos(\psi) + \cos(\gamma) \cdot \sin(\psi) \cdot \text{tg}(\nu)) \cdot \alpha_2 + \\ &+ (\sin(\gamma) \cdot \sin(\psi) - \cos(\gamma) \cdot \cos(\psi) \cdot \text{tg}(\nu)) \cdot \beta_2 + \cos(\gamma) \cdot \gamma_2 \\ \delta\nu &= (\cos(\gamma) \cdot \cos(\psi) - \sin(\gamma) \cdot \sin(\psi) \cdot \text{tg}(\nu)) \cdot \alpha_2 + \\ &+ (\cos(\gamma) \cdot \sin(\psi) + \sin(\gamma) \cdot \cos(\psi) \cdot \text{tg}(\nu)) \cdot \beta_2 - \sin(\gamma) \cdot \gamma_2, \end{aligned} \quad (9)$$

где ψ, ν, γ - идеальные значения текущих углов истинного курса, тангажа и крена; $\delta\psi, \delta\nu, \delta\gamma$ - погрешности определения углов ориентации алгоритма БИНС.

Матрица динамики системы (1) [F] при таком векторе состояния и принятой модели погрешностей БИНС будет иметь размерность 19x19, а ее элементы, отличные от нулевых, имеют вид (10):

$$\begin{aligned} [F]_{1,3} &= 1, [F]_{2,4} = 1, [F]_{3,1} = -\omega_0^2 + \Omega_N^2 + \Omega_H^2, [F]_{3,2} = \dot{\Omega}_H - \Omega_E \cdot \Omega_N, \\ [F]_{3,4} &= 2 \cdot \Omega_H, [F]_{3,6} = n_H, [F]_{3,6} = -n_N, [F]_{4,1} = -[F]_{3,2}, \\ [F]_{4,2} &= -\omega_0^2 + \Omega_E^2 + \Omega_H^2, [F]_{4,3} = -[F]_{3,4}, [F]_{4,5} = -n_H, [F]_{4,7} = n_E, \\ [F]_{3,14} &= [C]_{1,1}, [F]_{3,15} = [C]_{1,2}, [F]_{3,16} = [C]_{1,3}, \\ [F]_{3,17} &= n_X \cdot [C]_{1,1}, [F]_{3,18} = n_Y \cdot [C]_{1,2}, [F]_{3,19} = n_Z \cdot [C]_{1,3}, \\ [F]_{4,14} &= [C]_{2,1}, [F]_{4,15} = [C]_{2,2}, [F]_{4,16} = [C]_{2,3}, \\ [F]_{4,17} &= n_X \cdot [C]_{2,1}, [F]_{4,18} = n_Y \cdot [C]_{2,2}, [F]_{4,19} = n_Z \cdot [C]_{2,3}, \end{aligned} \quad (10)$$

$$\begin{aligned}
[F]_{5,8} &= [C]_{1,1}, [F]_{5,9} = [C]_{1,2}, [F]_{5,10} = [C]_{1,3}, \\
[F]_{6,8} &= [C]_{2,1}, [F]_{6,9} = [C]_{2,2}, [F]_{6,10} = [C]_{2,3}, \\
[F]_{7,8} &= [C]_{3,1}, [F]_{7,9} = [C]_{3,2}, [F]_{7,10} = [C]_{3,3}, \\
[F]_{8,8} &= \Omega_X \cdot [C]_{1,1}, [F]_{8,9} = \Omega_Y \cdot [C]_{1,2}, [F]_{8,10} = \Omega_Z \cdot [C]_{1,3}, \\
[F]_{9,8} &= \Omega_X \cdot [C]_{2,1}, [F]_{9,9} = \Omega_Y \cdot [C]_{2,2}, [F]_{9,10} = \Omega_Z \cdot [C]_{2,3}, \\
[F]_{10,8} &= \Omega_X \cdot [C]_{3,1}, [F]_{10,9} = \Omega_Y \cdot [C]_{3,2}, [F]_{10,10} = \Omega_Z \cdot [C]_{3,3},
\end{aligned}$$

где ω_0 - частота шулеровских колебаний; n_E, n_N, n_H – проекции кажущегося ускорения на оси горизонтного трехгранника, повернутого по сторонам света; $[C]$ – матрица пересчета из связанной системы координат (ориентированной по строительным осям БИНС) в горизонтную, ориентированную по сторонам света; $\Omega_{X,Y,Z}$ – проекции абсолютной угловой скорости вращения объекта на оси связанной системы координат; $n_{X,Y,Z}$ – проекции вектора кажущегося ускорения на оси связанной системы координат; $\dot{\Omega}_H$ – проекция скорости изменения абсолютной угловой скорости вращения на вертикаль:

$$\dot{\Omega}_H = \frac{1}{\rho_2} \cdot \left(u \cdot \cos(\varphi) \cdot V_N + n_E \cdot \operatorname{tg}(\varphi) + V_H \cdot \Omega_H + \frac{V_E \cdot V_N}{\rho_2 \cdot \cos^2(\varphi)} \right) \quad (11)$$

Вектор шумов инерциальных датчиков для модели (1) будет иметь вид:

$$\bar{W}^T = \{ \delta\Omega_X^{\text{noise}}, \delta\Omega_Y^{\text{noise}}, \delta\Omega_Z^{\text{noise}}, \delta n_X^{\text{noise}}, \delta n_Y^{\text{noise}}, \delta n_Z^{\text{noise}} \}, \quad (12)$$

где $\delta\Omega_X^{\text{noise}}, \delta\Omega_Y^{\text{noise}}, \delta\Omega_Z^{\text{noise}}$ - шумовые составляющие погрешностей ДУСов в проекции на оси связанной системы координат; $\delta n_X^{\text{noise}}, \delta n_Y^{\text{noise}}, \delta n_Z^{\text{noise}}$ - погрешности акселерометров в виде несмещенного гауссовского случайного процесс типа “белого шума” в проекции на оси связанной системы координат.

При этом отличные от нуля элементы матрицы $[G]$ для системы (1) будут иметь вид:

$$\begin{aligned}
[G]_{3,4} &= [C]_{1,1}, [G]_{3,5} = [C]_{1,2}, [G]_{3,6} = [C]_{1,3}, \\
[G]_{4,4} &= [C]_{2,1}, [G]_{4,5} = [C]_{2,2}, [G]_{4,6} = [C]_{2,3}, \\
[G]_{5,1} &= [C]_{1,1}, [G]_{5,2} = [C]_{1,2}, [G]_{5,3} = [C]_{1,3}, \\
[G]_{6,1} &= [C]_{2,1}, [G]_{6,2} = [C]_{2,2}, [G]_{6,3} = [C]_{2,3}, \\
[G]_{7,1} &= [C]_{3,1}, [G]_{7,2} = [C]_{3,2}, [G]_{7,3} = [C]_{3,3},
\end{aligned} \quad (13)$$

Учёт в модели погрешностей, связанных с вертикальными параметрами, осуществляется через вектор управления \bar{U} :

$$\bar{U}^T = \{ \delta H, \delta V_H \}, \quad (14)$$

где $\delta H, \delta V_H$ – идеальные значения погрешностей определения высоты и вертикальной скорости.

Элементы матрицы управляющих сигналов $[B]$ отличные от нуля имеют вид:

$$[B]_{3,1} = -\dot{\Omega}_N - \Omega_E \cdot \Omega_H, [B]_{3,2} = -2 \cdot \Omega_N, [B]_{4,1} = \dot{\Omega}_E - \Omega_N \cdot \Omega_H, [B]_{4,2} = 2 \cdot \Omega_E, \quad (15)$$

где $\dot{\Omega}_E, \dot{\Omega}_N$ – проекции скорости изменения абсолютной угловой скорости вращения на восточную и северную оси горизонтной системы координат:

$$\dot{\Omega}_E = -\frac{1}{\rho_1} \cdot \left(\dot{V}_N - \frac{V_H}{\rho_1} \cdot V_N \right), \dot{\Omega}_N = \frac{1}{\rho_2} \cdot \left(\dot{V}_E - u \cdot \sin(\varphi) \cdot V_N - \frac{V_H}{\rho_2} \cdot V_E \right), \quad (16)$$

где \dot{V}_N, \dot{V}_E – скорость изменения восточной и северной составляющих путевой скорости в горизонтной системе координат, повернутой по сторонам Света.

При формировании модели ошибок БИНС следует учитывать, что для формирования математической модели (1) требуются идеальные значения параметров ориентации и навигации. В случае применения модели в алгоритмах оптимальной обработки информации на борту реального объекта ввиду отсутствия идеальных значений используются параметры ориентации и навигации, поступающие от БИНС и источников информации о вертикальных параметрах, что приводит к появлению дополнительных погрешностей представления математической модели БИНС. Следует отметить, что при использовании в качестве инерциальных датчиков микромеханических ДУС и акселерометров такие погрешности существенно меньше инструментальных погрешностей датчиков.

Предложенная математическая модель погрешностей БИНС предназначена для использования в алгоритмах КОИ БНК и отвечает заданным требованиям к динамике полёта БПЛА.

2.2 Математическая модель погрешности кодовых и доплеровских измерений приёмника ГНСС

Точность и надежность определения траекторных параметров БПЛА по сигналам ГНСС главным образом определяются несколькими факторами. Например, точностью космического сегмента ГНСС, наличием срывов в слежении за сигналами навигационно-космических аппаратов (НКА). Точность определений места по ГНСС зависит от геометрии наблюдаемого созвездия и может изменяться скачкообразно. Во время выполнения эволюций происходит затенение спутниковой антенны элементами конструкции БПЛА и, как следствие, – потеря сигналов отдельных НКА и функциональных дополнений [22,23].

Собственные погрешности ГНСС можно разделить на три группы по месту их

возникновения [57]. К первой можно отнести ограниченную точность эфемерид и ошибки предсказания поведения бортового эталона времени. Ко второй группе относятся погрешности, возникающие на пути распространения сигнала от спутника до потребителя - задержки распространения сигнала в ионосфере и тропосфере, а также ошибка, обусловленная приёмом многолучевого сигнала. В третью группу погрешностей включают непосредственно погрешности приемников - собственные шумы, дискретизацией при обработке сигналов, упрощениями и допущениями, принятыми при построении алгоритмов работы и др.

В Таблице 2 представлены величины этих ошибок для СНС GPS в различных режимах работы [37]. Для системы ГЛОНАСС структура ошибок сопоставима с указанными [54].

Таблица 2. Структура погрешности определения дальности до НКА GPS (1σ , м)

Источники ошибок определения псевдодальностей	C/A код S/A вкл	C/A код S/A выкл	P-код	Дифф. GPS
Ошибки часов спутника	2	2	2	0
Ошибки эфемерид	4	4	4	0
Ионосферные задержки	8	8	1	0
Тропосферные задержки	3	3	3	0
Многолучевость сигналов	1,5	1,5	1	1,5
“Шум” схемы приемника	0,5	0,5	0,3	0,5
Ограниченный доступ S/A	32	0	0	0
Суммарная ошибка определения псевдодальностей	33	10	6	1,6

Приведенные источники дают качественную оценку влияния основных составляющих на суммарную погрешность определения места по ГНСС.

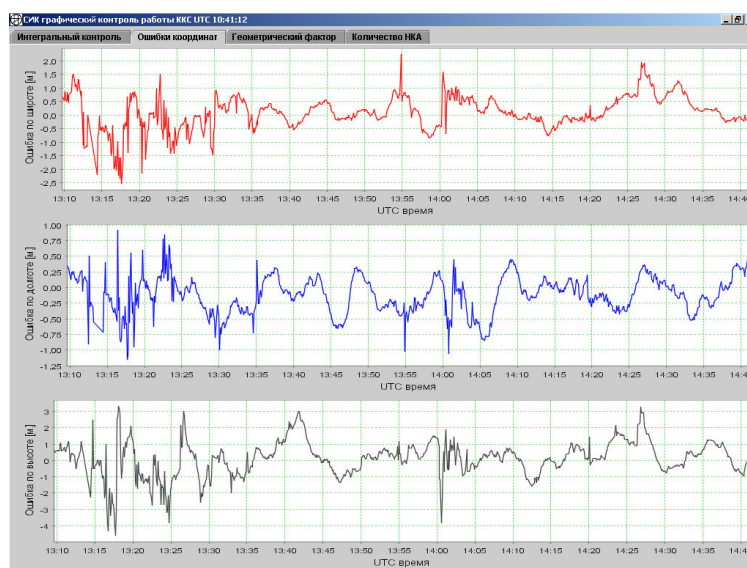


Рисунок 9 - Изменение ошибок определения местоположения.

Достаточно часто [22,37,72,73] остаточные погрешности определения псевдодальности, псевдоскорости и решения навигационной задачи представляют в виде гауссова несмещённого процесса типа “белого шума” [47].

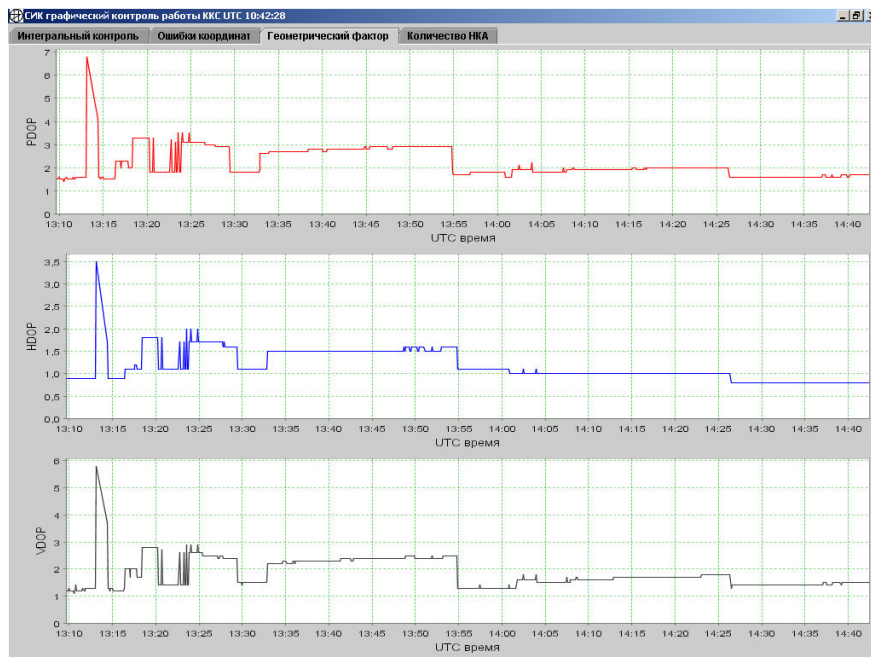


Рисунок 10 – Изменения PDOP, HDOP, VDOP.

Это связано, прежде всего, с необходимостью использования статистических методов оптимизации, наиболее часто МНК и фильтров Калмановского типа. Однако такой подход приводит к наличию значительного несоответствия представления реальных погрешностей, что является критичным для определённого класса задач.

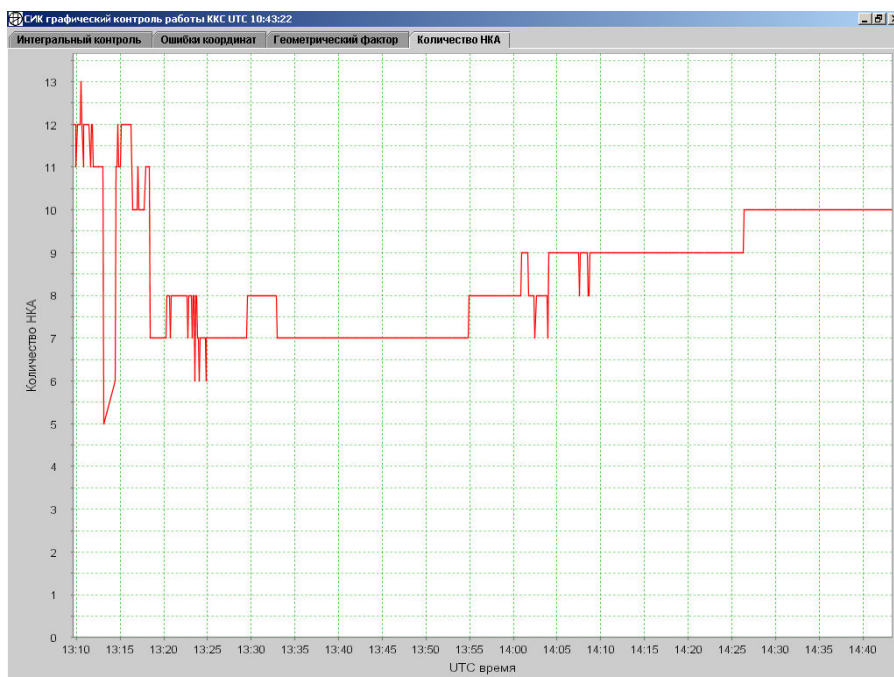


Рисунок 11 - Количество НКА.

На Рисунках 9, 10, 11 показано поведение погрешностей определения широты, долготы и высоты, PDOP, HDOP, VDOP и количество НКА рабочего созвездия по показаниям контрольно-корректирующей станции ГЛОНАСС/GPS разработки ЗАО “Транзас Авиация”. На этих рисунках отчетливо прослеживается так называемая волновая составляющая [35,46,70] погрешностей определения местоположения, в том числе скачкообразное изменение ошибок определения местоположения при изменении рабочего созвездия НКА. Пример волновой структуры приведён на Рисунке 12.

Совместное использование двух видов моделей возмущений - типа шума и волновой структуры, позволяет получить более полное описание реального возмущения. Шумовые возмущения не имеют систематических компонент в структуре, и наилучшим образом могут быть охарактеризованы в терминах их статистических свойств, таких как математическое ожидание, интенсивность, дисперсия, спектральная плотность и т.д. Таким образом, шумовые возмущения можно описать с использованием теории случайных процессов, используя понятия "белый шум", "цветной шум". У возмущений, обладающих волновой структурой (Рисунок 12), хотя бы на коротких интервалах времени видны различные волновые формы. Возмущения волновой структуры могут быть математически представлены с помощью полудетерминированных аналитических выражений вида (17):

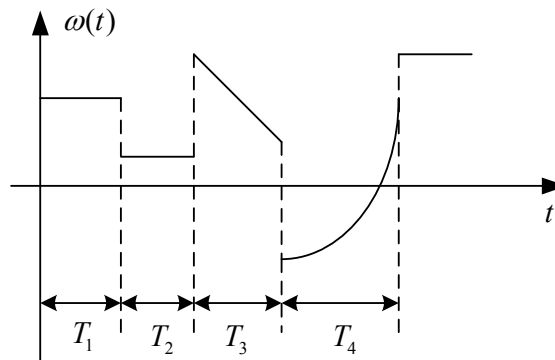


Рисунок 12 - Волновое представление случайных процессов.

$$\omega(t) = c_1 \cdot f_1(t) + c_2 \cdot f_2(t) + \dots + c_n \cdot f_n(t), \quad (17)$$

где $f_1(t), f_2(t), \dots, f_n(t)$ - известные базовые функции; c_1, c_2, \dots, c_n - кусочно-постоянные неизвестные весовые коэффициенты, которые могут скачкообразно менять свои значения.

Для волновых процессов, представленных на Рисунке 12, математическое описание их изменения можно представить в виде:

$$\begin{aligned}
 T_1: \quad \omega_1(t) &= c_1 \\
 T_2: \quad \omega_2(t) &= c_2 \\
 T_3: \quad \omega_3(t) &= c_3 + c_4 \cdot t \\
 T_4: \quad \omega_4(t) &= c_5 + c_6 \cdot \exp(\beta \cdot t)
 \end{aligned}$$

где T_1, T_2, T_3, T_4 - период действия возмущения соответствующего вида.

Волновое описание (17) можно рассматривать как представление неопределённого возмущения $\omega(t)$ в момент времени t некоторой взвешенной линейной комбинацией известных функций $f_i, i = \overline{1, n}$, имеющих неизвестные весовые коэффициенты $c_i, i = \overline{1, n}$. c_i могут время от времени скачком изменять свои значения случайным кусочно-постоянным образом.

Приведенная математическая модель погрешностей определения псевдодальностей и псевдоскоростей на базе стохастического и волнового подходов для использования в алгоритмах КОИ позволяет более полно описать соответствующие возмущения, и тем самым повысить точность определения параметров ориентации и навигации БНК.

2.3 Алгоритмическое обеспечение магнитного компаса, методика согласования осей и девиационных работ

Особенностью использования магнитного компаса (МК) является необходимость его установки в местах с наименьшей девиацией. Место размещения МК должно быть максимально удалено от изделий из намагничивающихся материалов (железо, углеродистая сталь, нержавеющая сталь, никель, кобальт и др.). В радиусе не менее 60 см от места размещения МК не должны находиться подвижные детали из намагничивающихся материалов. Место размещения МК также должно быть максимально удалено от силовых кабелей постоянного и переменного (400 Гц) тока.

Для решения задачи определения магнитного курса, кроме измерения напряженности внешнего магнитного поля, требуется информация о текущих углах крена и тангажа. Источником таких измерений может служить инерциальный блок на базе микромеханических инерциальных датчиков – ДУС и акселерометров, входящий в состав МК. Такой вариант построения МК имеет значительные недостатки:

- в случае использования только грубых микромеханических инерциальных датчиков без коррекции от внешней информации углы ориентации будут иметь значительные погрешности;
- при использовании коррекции инерциальных датчиков МК, например, координатно-скоростной коррекции от ГНСС приёмника, компас трансформируется в полноразмерную

комплексную систему; при этом дублируются функции основного блока БНК и он значительно удорожается;

- поскольку датчики МК требуется устанавливать в местах с минимальной девиацией, например, на крыльях БПЛА, возникают сложности определения коэффициентов перехода между системами координат, связанных с МК и БПЛА.

С учетом перечисленных выше ограничений МК выполнен в виде отдельного устройства, в состав которого входит трёхосный магниторезистивный датчик и трехосный микромеханический акселерометр с диапазоном измерения $\pm 1g$. Укрупненная блок-схема взаимодействия МК и БНК приведена на Рисунке 13.

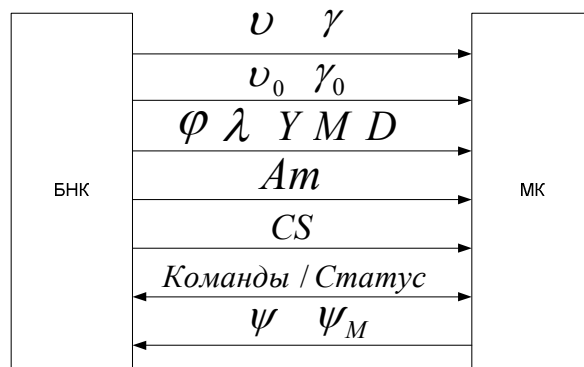


Рисунок 13 – Блок-схема взаимодействия МК и БНК.

Реализация предложенной схемы предполагает наличие следующих информационных связей между БНК и МК (Рисунок 13): ϑ, γ - текущие значения углов тангажа и крена, поступающие от БНК, используются в определении угла магнитного курса; ϑ_0, γ_0 - значения установочных углов тангажа и крена, поступающие от БНК, используются для поправки угла магнитного курса; φ, λ – текущие значения широты и долготы местоположения, поступающие от БНК, используются для определения текущего магнитного склонения; Y, M, D – текущая дата (год, месяц и день), поступающая от БНК, используется для определения текущего магнитного склонения; A_m – значение угла магнитного склонения, установленного по умолчанию, поступающее от БНК, используется в случае невозможности определения текущего магнитного склонения; Команды/Статус – команды от БНК и значения флагов состояния МК, двухсторонняя связь; ψ, ψ_M – текущие значения углов истинного курса и магнитного курса, поступающие в БНК от МК.

Непосредственно угол магнитного курса ψ_M , определяется соотношением :

$$\begin{bmatrix} H_X \\ H_Y \\ H_Z \end{bmatrix} = [C_{\text{БНК}}^{\text{МК}}] \cdot \begin{bmatrix} 1 + \Delta\hat{K}_1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 + \Delta\hat{K}_2 & 0 \\ 0 & 0 & 1 + \Delta\hat{K}_3 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} H_1 - \Delta\hat{H}_1 \\ H_2 - \Delta\hat{H}_2 \\ H_3 - \Delta\hat{H}_3 \end{bmatrix}, \quad (18)$$

$$X_M = H_Y \cdot \sin(\gamma) + H_Z \cdot \cos(\gamma),$$

$$Y_M = H_X \cdot \cos(\vartheta) - H_Y \cdot \sin(\vartheta) \cdot \cos(\gamma) + H_Z \cdot \sin(\vartheta) \cdot \sin(\gamma),$$

$$\text{если } \left\{ |Y_M| > \frac{\sqrt{2}}{2} \right\} \text{ то } \left\{ \psi_M = \arctg\left(\frac{X_M}{Y_M}\right) \right\} \text{ иначе } \left\{ \psi_M = \frac{\pi}{2} - \arctg\left(\frac{Y_M}{X_M}\right) \right\},$$

$$\text{если } \{ \psi_M < 0 \} \text{ то } \{ \psi_M = 2\pi + \psi_M \},$$

$$\text{если } \{ \psi_M > 2\pi \} \text{ то } \{ \psi_M = \psi_M - 2\pi \}$$

где H_1, H_2, H_3 - проекции напряженности магнитного поля на чувствительные оси магниторезистивного датчика; $\Delta\hat{H}_1, \Delta\hat{H}_2, \Delta\hat{H}_3$ - оценки постоянных составляющих погрешностей определения напряженности магнитного поля по соответствующим осями чувствительности магнитометра (вычисляются при девиационных работах п.2.3.1); $\Delta\hat{K}_1, \Delta\hat{K}_2, \Delta\hat{K}_3$ - оценки ошибок масштабных коэффициентов магнитометра по соответствующим осям чувствительности (вычисляются при девиационных работах п. 2.3.1); $[C_{\text{БНК}}^{\text{МК}}]$ - матрица связи систем координат МК и БНК (определяется на этапе согласования с.к. п. 2.3.2); H_X, H_Y, H_Z - проекции напряженности магнитного поля Земли на связанные оси БНК с учётом коэффициентов магнитной девиации и матрицы согласования взаимной ориентации осей БНК и МК; X_M, Y_M - проекции напряженности магнитного поля Земли на оси, лежащие в плоскости местного горизонта и направленные, соответственно: Y_M - на магнитный полюс, X_M - перпендикулярно Y_M и дополняя до правой системы координат; γ, ϑ - текущие значения углов крена и тангажа, поступающие от БНК.

Как уже отмечалось, для получения проекций H_X, H_Y, H_Z требуемого вида необходимо решить две задачи - провести девиационные работы и определить матрицу связи между системой координат БНК и МК.

2.3.1 Модель погрешности магниторезистивного датчика. Методика проведения девиационных работ

Погрешность трехосного магниторезистивного датчика можно описать математической моделью вида:

$$\begin{bmatrix} H_1 \\ H_2 \\ H_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} H_1^{\text{ид}} \\ H_2^{\text{ид}} \\ H_3^{\text{ид}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta H_1 \\ \Delta H_2 \\ \Delta H_3 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta K_1 & \mu_{1,2} & \mu_{1,3} \\ \mu_{2,1} & \Delta K_2 & \mu_{2,3} \\ \mu_{3,1} & \mu_{3,2} & \Delta K_3 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} H_1^{\text{ид}} \\ H_2^{\text{ид}} \\ H_3^{\text{ид}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta H_1 \\ \delta H_2 \\ \delta H_3 \end{bmatrix}, \quad (19)$$

где H_1, H_2, H_3 - измерения проекций напряженности магнитного поля на чувствительные оси магниторезистивного датчика; $H_1^{\text{ид}}, H_2^{\text{ид}}, H_3^{\text{ид}}$ - идеальные значения проекций напряженности

магнитного поля Земли на чувствительные оси магнитометра; $\Delta H_1, \Delta H_2, \Delta H_3$ – постоянные составляющие ошибок определения напряженности магнитного поля (“сдвиг нуля”) соответствующими чувствительными осями датчика; $\Delta K_1, \Delta K_2, \Delta K_3$ – ошибки масштабных коэффициентов; $\mu_{1,2}; \mu_{1,3}; \mu_{2,1}; \mu_{2,3}; \mu_{3,1}; \mu_{3,2}$ – ошибки, вызванные несоосностью и неортогональностью чувствительных осей МК; $\delta H_1, \delta H_2, \delta H_3$ – остаточные погрешности датчика – ошибки оцифровки сигнала, ошибки, вызванные изменениями температуры, давления и т.д.

Современные миниатюрные магниторезистивные датчики, например, предложенный для включения в состав МК НМС1043 производства компании Honeywell, имеют значительные погрешности. Погрешность определения проекций напряженности магнитного поля [77], вызванная наличием “сдвига нуля”, может достигать 70% от модуля вектора напряженности магнитного поля Земли в точке проведения измерений. Погрешность масштабных коэффициентов - до 50%. Также следует отметить значительную зашумленность сигнала. Для упомянутого магнитного датчика высокочастотная составляющая погрешности измерений приводит к погрешности определения магнитного курса в 1 градус (1 СКО). В связи с этим предлагается упростить математическую модель, исключив из неё погрешности второго порядка малости (20). К достоинствам применения такой модели относится отсутствие необходимости определения точного значения модуля напряженности магнитного поля Земли в точке проведения девиационных работ, а недостатками являются:

- неучет ошибок неортогональности и несоосности чувствительных осей датчика;
- упрощенное представление остаточных погрешностей в виде несмещённого Гауссовского случайного процесса типа “белого шума” с известной дисперсией $(\delta H_1^{б.ш.}, \delta H_2^{б.ш.}, \delta H_3^{б.ш.})$.

$$\begin{bmatrix} H_1 \\ H_2 \\ H_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} H_1^{ИД} \\ H_2^{ИД} \\ H_3^{ИД} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta H_1 \\ \Delta H_2 \\ \Delta H_3 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta K_1 & 0 & 0 \\ 0 & \Delta K_2 & 0 \\ 0 & 0 & \Delta K_3 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} H_1^{ИД} \\ H_2^{ИД} \\ H_3^{ИД} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta H_1^{б.ш.} \\ \delta H_2^{б.ш.} \\ \delta H_3^{б.ш.} \end{bmatrix} \quad (20)$$

Методика проведения девиационных работ основывается на вращение объекта с установленным на нем магниторезистивным датчиком в постоянном магнитном поле Земли. При этом измерения идеального трехосного магнитометра будут описываться уравнением сферы вида:

$$(H_1')^2 + (H_2')^2 + (H_3')^2 = H_E^2 \quad (21)$$

где H_E – модуль вектора напряжённости магнитного поля Земли в точке проведения девиационных работ.

Однако наличие погрешностей, описываемых математической моделью (20) приводит к тому, что реальные измерения МК описываются уравнением эллипсоида вращения со смещённым центром относительно идеальной сферы. Отсюда используя модель (20) и уравнение (21) можно получить уравнения идеальной работы с учётом принятой модели погрешности датчика:

$$\left(\frac{H_1 - \Delta H_1}{1 + \Delta K_1}\right)^2 + \left(\frac{H_2 - \Delta H_2}{1 + \Delta K_2}\right)^2 + \left(\frac{H_3 - \Delta H_3}{1 + \Delta K_3}\right)^2 = H_E^2 \quad (22)$$

Введя замену переменных при раскрытии квадратных скобок уравнение (22) можно привести к линейному уравнению [25], записанному в векторно-матричном виде (23) в пространстве вектора состояния \bar{X} :

$$\bar{X}^T = \{C_1, C_2, C_3, C_4, C_5, C_6\}, \quad (23)$$

$$C_1 = \Delta H_1, C_2 = \frac{(1 + \Delta K_1)^2}{(1 + \Delta K_2)^2}, C_3 = \Delta H_2 \frac{(1 + \Delta K_1)^2}{(1 + \Delta K_2)^2}, C_4 = \frac{(1 + \Delta K_1)^2}{(1 + \Delta K_3)^2}, C_5 = \Delta H_3 \frac{(1 + \Delta K_1)^2}{(1 + \Delta K_3)^2}$$

$$C_6 = \Delta H_1^2 + \Delta H_2^2 \frac{(1 + \Delta K_1)^2}{(1 + \Delta K_2)^2} + \Delta H_3^2 \frac{(1 + \Delta K_1)^2}{(1 + \Delta K_3)^2} - H_E^2 (1 + \Delta K_1)^2$$

Необходимо отметить, что данные от магниторезистивного датчика поступают в виде отчётов АЦП. При этом в зависимости от размера разрядной сетки АЦП и от настройки инструментального усилителя, используемого перед входом АЦП или непосредственно в АЦП эти отчёты могут иметь различный порядок. Один из вариантов организации масштабирования измерений – использование точного значения модуля напряженности магнитного поля Земли в точке измерения. Его недостатком является необходимость реализации в МК (БНК) электронной модели магнитного поля Земли. С другой стороны, в алгоритме расчёта магнитного курса (18) не используется абсолютное значение H_E , и в решении можно использовать относительные измерения ($H_E = 1$). Модель измерений (22) в таком случае примет вид (24), и для вектора состояния (23) переменную C_6 можно будет записать как (25).

$$\left(\frac{H_1 - \Delta H_1}{1 + \Delta K_1}\right)^2 + \left(\frac{H_2 - \Delta H_2}{1 + \Delta K_2}\right)^2 + \left(\frac{H_3 - \Delta H_3}{1 + \Delta K_3}\right)^2 = 1^2 \quad (24)$$

$$C_6 = \Delta H_1^2 + \Delta H_2^2 \frac{(1 + \Delta K_1)^2}{(1 + \Delta K_2)^2} + \Delta H_3^2 \frac{(1 + \Delta K_1)^2}{(1 + \Delta K_3)^2} - 1^2 \cdot (1 + \Delta K_1)^2 \quad (25)$$

При таком варианте организации масштабирования измерений, начальное значение масштабных коэффициентов K_1, K_2, K_3 , выбираются с условием:

$$(K_1 \cdot N_1)^2 + (K_2 \cdot N_2)^2 + (K_3 \cdot N_3)^2 \approx 1, \quad (26)$$

где N_1, N_2, N_3 – количество отчетов АЦП по соответствующим осям

магниторезистивного датчика.

Ошибки, вызванные неточным заданием масштабных коэффициентов (26), оцениваются, совместно с погрешностями, обусловленными девиацией. Непосредственно оценка осуществляется на предприятии-изготовителе. Параметры масштабных коэффициентов и сдвигов нулей после выполнения оценки сохраняются в энергонезависимой памяти МК. При этом, как для случая оценки погрешностей датчика отдельно, так и для случая проведения регламентных девиационных работ уточнение значений сдвигов нулей и масштабных коэффициентов осуществляется в соответствии с (27).

$$\Delta H_{1,2,3_{i+1}} = \Delta H_{1,2,3_i} + \Delta \hat{H}_{1,2,3_{i+1}} \quad (27)$$

$$1 + \Delta K_{1,2,3_{i+1}} = (1 + \Delta K_{1,2,3_i}) \cdot (1 + \Delta \hat{K}_{1,2,3_{i+1}}),$$

где $i, i + 1$ – порядковый номер девиационных работ.

Возвращаясь к алгоритму оценки погрешностей магнитометра следует отметить то, что замена переменных (23) позволяет перейти в описании математической модели измерений с учётом модели ошибок к виду (28).

$$\bar{Z} = [H] \cdot \bar{X} + \bar{V} \quad (28)$$

или

$$\begin{bmatrix} -H_{1_j}^2 \\ -H_{1_{j+1}}^2 \\ \dots \\ -H_{1_{j+n}}^2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -2H_{1_j} & H_{2_j}^2 & -2H_{2_j} & H_{3_j}^2 & -2H_{3_j} & 1 \\ -2H_{1_{j+1}} & H_{2_{j+1}}^2 & -2H_{2_{j+1}} & H_{3_{j+1}}^2 & -2H_{3_{j+1}} & 1 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ -2H_{1_{j+n}} & H_{2_{j+n}}^2 & -2H_{2_{j+n}} & H_{3_{j+n}}^2 & -2H_{3_{j+n}} & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} C_1 \\ C_2 \\ C_3 \\ C_4 \\ C_5 \\ C_6 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta T_j^{б.ш.} \\ \delta T_{j+1}^{б.ш.} \\ \dots \\ \delta T_{j+n}^{б.ш.} \end{bmatrix},$$

где $j, j + 1, \dots, j + n$ – порядковые номера измерений, $n + 1$ – размерность вектора измерений (число точек в которых проводилось снятие показаний с чувствительных осей магнитометра); $\delta T_j^{б.ш.}, \delta T_{j+1}^{б.ш.}, \dots, \delta T_{j+n}^{б.ш.}$ – несмещённая погрешность измерений вида Гауссовского случайного процесса типа “белого шума”.

Количество точек измерения для формирования уравнения измерений (28) определяется на этапе разработки ПО МК. Их число не должно быть меньше размерности вектора состояния – шести.

Таким образом, на основе линейного уравнения измерений вида (28) можно построить оценщик. Ввиду значительного количества измерений, необходимых для реализации алгоритма оценивания, предлагается использовать рекуррентный метод наименьших квадратов (МНК). К основному достоинству такого оценщика следует отнести значительно меньшие требования по вычислительным ресурсам при решении многомерной задачи. Уравнения рекуррентного МНК:

$$[P]_{k+1} = [P]_k - [P]_k [H]_{k+1}^T ([E] + [H]_{k+1} [P]_k [H]_{k+1}^T)^{-1} [H]_{k+1} [P]_k \quad (29)$$

$$\hat{X}_{k+1} = \hat{X}_k + [P]_{k+1} [H]_{k+1}^T (\bar{Z}_{k+1} - [H]_{k+1} \hat{X}_k)$$

где $k, k+1$ – такт оценивания; \bar{Z}_{k+1} – вектор измерения текущего итерационного шага, формирующийся в соответствии с (28); $[H]_{k+1}$ – матрица измерений текущего итерационного шага, формирующаяся в соответствии с (28); $[E]$ – единичная матрица; $[P]_k, [P]_{k+1}$ – матрицы ковариаций для текущего и предыдущего шагов; \hat{X}_k, \hat{X}_{k+1} – оценки вектора состояния системы.

Начальные значения матрицы ковариации $[P]_0$ и вектора оценки параметров системы \hat{X}_0 выбираются исходя из априорной информации о точностных характеристиках магниторезистивного датчика. Для варианта МК с магнитометром НМС1043 и условия масштабирования измерений (26) начальные значения примут вид:

$$[P]_0 = \begin{bmatrix} 1^2 & & \dots & & [0] \\ & 3^2 & & & \\ \vdots & & 3^2 & & \vdots \\ & & & 3^2 & \\ [0] & & \dots & & 20 \end{bmatrix} \quad (30)$$

$$\hat{X}_0^T = \{0 \quad 1 \quad 0 \quad 1 \quad 0 \quad -1\}$$

Выход из итерационного алгоритма оценивания производится при выполнении условий:

$$\left\{ \sum_{j=1}^{1+n} [P]_{j,j} \leq \varepsilon \right\}, \quad (31)$$

где ε – наперед заданное значение.

Поправка показаний магнитометра осуществляется следующим образом:

$$H_{1,2,3}^c = (H_{1,2,3} - \Delta \hat{H}_{1,2,3}) \cdot (1 + \Delta \hat{K}_{1,2,3}), \quad (32)$$

где $H_{1,2,3}^c$ – измерения проекции напряженности магнитного поля на чувствительные оси магнитометра с учётом оценок погрешностей датчика и девиации.

Для минимизации времени оценивания, улучшения точности оценивания и обеспечения соответствия оценок вектора состояния всему диапазону рабочих углов ориентации объекта необходимо формировать матрицу $[H]$ из условия улучшения обусловленности матрицы. Это условие выполняется в случае использования измерений значительно отличающихся между собой. Поэтому при выполнении девиационных работ необходимо выполнять эволюции БПЛА до граничных рабочих углов ориентации.

2.3.2 Методика согласования взаимной ориентации БНК и МК

В рамках предложенного состава и структуры БНК магнитный компас выполняется в виде отдельного устройства. Для решения задачи определения магнитного курса в таком случае необходимо решить задачу определения взаимной ориентации системы координат БНК и МК (Рисунок 14). Оценка взаимной ориентации двух систем координат должна осуществляться на неподвижном основании. С этой целью в МК передаётся признак “Обжатие шасси” и анализируются признаки отсутствия перемещения. Построение ориентации МК относительно БНК происходит в два этапа. На первом этапе определяется матрица связи между горизонтальной системой координат повернутой по сторонам света и акселерометрической приборной системой координат МК. На втором этапе определяется матрица связи связанной системы координат БНК и связанной системой координат МК.

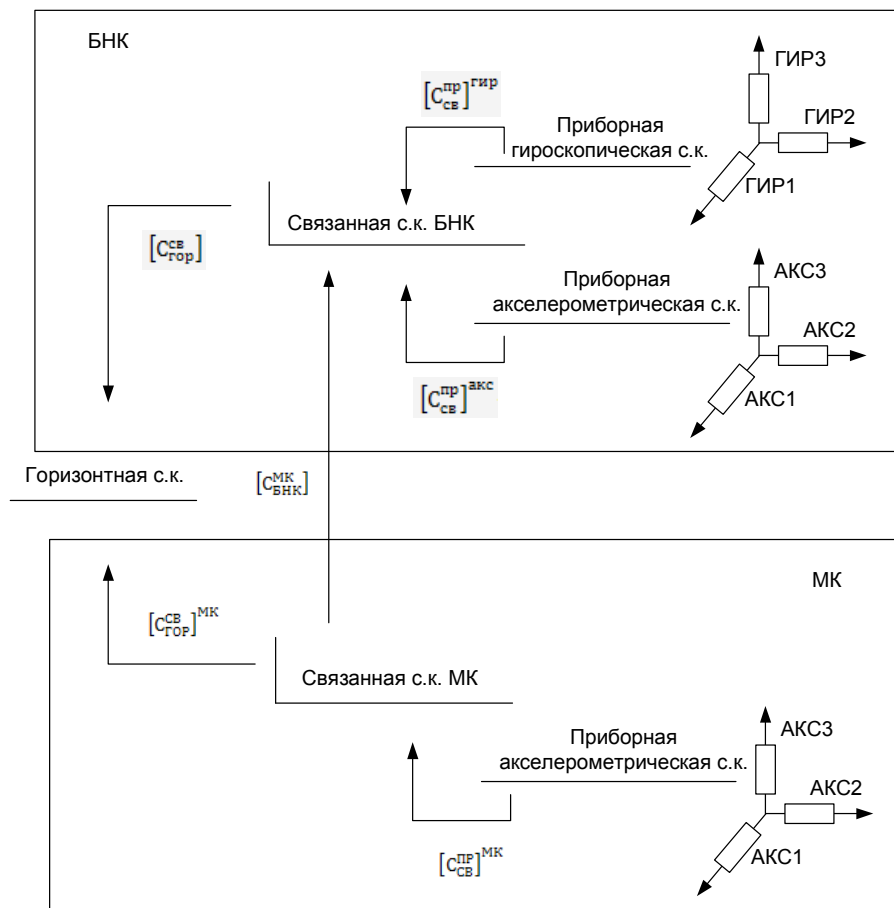


Рисунок 14 – Матрицы связи систем МК и БНК.

Определение ориентации приборной акселерометрической системы координат МК осуществляется на основе модифицированного уравнения Пуассона (33) с использованием информации о проекциях абсолютной угловой скорости вращения на оси географической

системы координат и проекциях кажущегося ускорения на чувствительные оси акселерометра МК. При этом наличие ограничения на неподвижность объекта позволяет использовать в расчёте только проекции угловой скорости вращения Земли на северную и восточную оси, т.е. для реализации алгоритма от БНК требуется информация о модуле угловой скорости вращения Земли и широты проведения согласования.

$$\frac{d[C_{\text{Гор}}^{\text{CB}}]^{\text{МК}}}{dt} = [\Omega_{\text{Гор}}^{\text{БНК}}] \cdot [C_{\text{Гор}}^{\text{CB}}]^{\text{МК}} - [C_{\text{Гор}}^{\text{CB}}]^{\text{МК}} \cdot [\Omega_{\text{акс}}^{\text{МК}}] \quad (33)$$

где соответствующие матрицы формируются как:

$$[\Omega_{\text{акс}}^{\text{МК}}] = \begin{bmatrix} 0 & \Omega_{Z_{\text{акс}}}^{\text{МК}} & -\Omega_{Y_{\text{акс}}}^{\text{МК}} \\ -\Omega_{Z_{\text{акс}}}^{\text{МК}} & 0 & \Omega_{X_{\text{акс}}}^{\text{МК}} \\ \Omega_{Y_{\text{акс}}}^{\text{МК}} & -\Omega_{X_{\text{акс}}}^{\text{МК}} & 0 \end{bmatrix},$$

$$\begin{bmatrix} n_{X_{\text{акс}}}^{\text{МК}} \\ n_{Y_{\text{акс}}}^{\text{МК}} \\ n_{Z_{\text{акс}}}^{\text{МК}} \end{bmatrix} = [C_{\text{Гор}}^{\text{CB}}]^{\text{МК}} \cdot [C_{\text{СВ}}^{\text{ПР}}]^{\text{МК}} \begin{bmatrix} n_{1_{\text{акс}}}^{\text{МК}} \\ n_{2_{\text{акс}}}^{\text{МК}} \\ n_{3_{\text{акс}}}^{\text{МК}} \end{bmatrix},$$

$$\Omega_{X_{\text{акс}}}^{\text{МК}} = -\varepsilon \cdot n_{Y_{\text{акс}}}^{\text{МК}}, \Omega_{Y_{\text{акс}}}^{\text{МК}} = \varepsilon \cdot n_{X_{\text{акс}}}^{\text{МК}}, \Omega_{Z_{\text{акс}}}^{\text{МК}} = 0,$$

$$[\Omega_{\text{Гор}}^{\text{БНК}}] = \begin{bmatrix} 0 & u_{\text{Н}} & -u_{\text{Н}} \\ -u_{\text{Н}} & 0 & 0 \\ u_{\text{Н}} & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$u_{\text{Н}} = u \cdot \cos(\varphi), u_{\text{В}} = u \cdot \sin(\varphi)$$

$n_{1_{\text{акс}}}^{\text{МК}}, n_{2_{\text{акс}}}^{\text{МК}}, n_{3_{\text{акс}}}^{\text{МК}}$ -показания трехосного акселерометра МК в приборной акселерометрической системе координат (в общем случае может быть не ортогональной); $n_{X_{\text{акс}}}^{\text{МК}}, n_{Y_{\text{акс}}}^{\text{МК}}, n_{Z_{\text{акс}}}^{\text{МК}}$ – показания акселерометра МК в горизонтной с.к.; $[C_{\text{СВ}}^{\text{ПР}}]^{\text{МК}}$ – матрица связи между приборной акселерометрической и связанной с.к. МК (определяется конструкцией МК); $[C_{\text{Гор}}^{\text{CB}}]^{\text{МК}}$ - матрица перехода из связанной с осями МК с.к. к горизонтной с.к.; ε - коэффициент соответствия (определяется требованиями к переходному процессу оценивания угловой ориентации МК – времени согласования); u - модуль угловой скорости вращения Земли; φ - широта проведения согласования.

Начальное значение матрицы $[C_{\text{Гор}}^{\text{CB}}]^{\text{МК}}$ определяется соотношениями:

$$[C_{\text{Гор}}^{\text{CB}}]_{0 \ 0,0}^{\text{МК}} = 0, [C_{\text{Гор}}^{\text{CB}}]_{0 \ 0,1}^{\text{МК}} = \sin(\gamma_0^{\text{МК}}), [C_{\text{Гор}}^{\text{CB}}]_{0 \ 0,2}^{\text{МК}} = \cos(\gamma_0^{\text{МК}}), \quad (34)$$

$$[C_{\text{Гор}}^{\text{CB}}]_{0 \ 1,0}^{\text{МК}} = \cos(\vartheta_0^{\text{МК}}), [C_{\text{Гор}}^{\text{CB}}]_{0 \ 1,1}^{\text{МК}} = -\sin(\vartheta_0^{\text{МК}}) \cdot \cos(\gamma_0^{\text{МК}}),$$

$$[C_{\text{Гор}}^{\text{CB}}]_{0 \ 1,2}^{\text{МК}} = \sin(\vartheta_0^{\text{МК}}) \cdot \sin(\gamma_0^{\text{МК}}), [C_{\text{Гор}}^{\text{CB}}]_{0 \ 2,0}^{\text{МК}} = \sin(\vartheta_0^{\text{МК}}),$$

$$[C_{\text{Гор}}^{\text{CB}}]_0^{\text{МК}}{}_{2,1} = \cos(\vartheta_0^{\text{МК}}) \cdot \cos(\gamma_0^{\text{МК}}), [C_{\text{Гор}}^{\text{CB}}]_0^{\text{МК}}{}_{2,2} = -\cos(\vartheta_0^{\text{МК}}) \cdot \sin(\gamma_0^{\text{МК}}),$$

где $\vartheta_0^{\text{МК}}, \gamma_0^{\text{МК}}$ – априорные данные об угловой ориентации МК относительно горизонтной с.к. (при отсутствии априорной информации $\vartheta_0^{\text{МК}} = 0, \gamma_0^{\text{МК}} = 0$)

Выход из итерационного алгоритма оценивания (33) осуществляется при выполнении условий:

$$\left\{ \begin{array}{l} \text{элементы матрицы } \frac{d[C_{\text{Гор}}^{\text{CB}}]_0^{\text{МК}}}{dt} \leq \epsilon \\ \text{или } \{m > M\} \end{array} \right. \quad (35)$$

где ϵ – наперед заданное значение; m – текущий шаг вычисления матрицы

$[C_{\text{Гор}}^{\text{CB}}]_0^{\text{МК}}$; M – максимальное количество шагов оценивания $[C_{\text{Гор}}^{\text{CB}}]_0^{\text{МК}}$.

На втором этапе согласования ориентации БНК и МК формируется матрица связи $[C_{\text{БНК}}^{\text{МК}}]$:

$$[C_{\text{БНК}}^{\text{МК}}] = [C_{\text{Гор}}^{\text{CB}}]^T \cdot [C_{\text{Гор}}^{\text{CB}}]_0^{\text{МК}} \quad (36)$$

где матрица $[C_{\text{Гор}}^{\text{CB}}]$ формируется как:

$$[C_{\text{Гор}}^{\text{CB}}]_{0,0,0} = 0, [C_{\text{Гор}}^{\text{CB}}]_{0,0,1} = \sin(\gamma_0), [C_{\text{Гор}}^{\text{CB}}]_{0,0,2} = \cos(\gamma_0),$$

$$[C_{\text{Гор}}^{\text{CB}}]_{0,1,0} = \cos(\vartheta_0), [C_{\text{Гор}}^{\text{CB}}]_{0,1,1} = -\sin(\vartheta_0) \cdot \cos(\gamma_0), [C_{\text{Гор}}^{\text{CB}}]_{0,1,2} = \sin(\vartheta_0) \cdot$$

$$\sin(\gamma_0), [C_{\text{Гор}}^{\text{CB}}]_{0,2,0} = \sin(\vartheta_0), [C_{\text{Гор}}^{\text{CB}}]_{0,2,1} = \cos(\vartheta_0) \cdot \cos(\gamma_0),$$

$$[C_{\text{Гор}}^{\text{CB}}]_{0,2,2} = -\cos(\vartheta_0) \cdot \sin(\gamma_0)$$

ϑ_0, γ_0 – информации об угловой ориентации БНК относительно горизонтной системы координат;

После завершения формирования матрицы связи с.к. МК и БНК $[C_{\text{БНК}}^{\text{МК}}]$ необходимо провести её ортогонализацию и масштабирование.

Предложенные алгоритмы МК позволяют реализовать режимы работы "Девиация" и "Согласование осей", повысив тем самым точность определения углов истинного и магнитного курса БНК.

Выводы по главе 2

1. Предложена модифицированная модель погрешностей БИНС, отвечающая требованиям динамики движения БПЛА.

2. Предложена обоснованная математическая модель погрешностей измерения псевдодальностей и псевдоскоростей относительно НКА ГНСС на базе волнового и стохастического подхода, позволяющая более полно описать реальные погрешности этих измерений.

3. Разработаны методики согласования чувствительных осей МК и БНК и методики девиационных работ, обеспечивающие повышение точности МК и всего БНК в целом.

Глава 3. Алгоритмы комплексной обработки информации основного режима работы горизонтальных каналов БНК

При проектировании алгоритмов комплексной обработки информации БНК в работе был реализован подход последовательного усложнения математической модели погрешностей измерений с добавлением перестройки вектора состояния на базе принятия решения о наличии или отсутствии погрешностей волновой структуры с амплитудой выше заданного порога в кодовых и доплеровских измерениях. Такой подход позволяет уменьшить недочёты при формировании алгоритмов КОИ, а также сравнить различные схемы комплексирования для анализа их характеристик.

Основным режимом работы горизонтальных каналов БНК является режим коррекции БИНС по позиционно-скоростной информации от приёмника ГНСС и информации об угле истинного курса от МК. Исходя из предложенной обобщенной схемы горизонтальных каналов КОИ, построенной на использовании информационной избыточности (Рисунок 5) можно сформировать обобщенную схему комплексирования БИНС, ГНСС и МК основного режима работы КОИ [21,31,63]. При этом, по мере усложнения математической модели представления погрешностей корректора в алгоритме КОИ, в работе последовательно рассматриваются три схемы комплексирования: слабосвязанная, жесткосвязанная и жесткосвязанная с переменной структурой.

3.1 Оценитель КОИ БНК базе дискретного фильтра Калмана

Алгоритмы КОИ БНК строятся на использовании оптимального дискретного фильтра Калмана [23,42,43]. Уравнение динамики системы и уравнение измерений во временной области имеют вид:

$$\begin{aligned}\bar{X}(t) &= [F(t)] \cdot \bar{X}(t) + [B(t)] \cdot \bar{U}(t) + [G(t)] \cdot \bar{W}(t) \\ \bar{Z}(t) &= [H(t)] \cdot \bar{X}(t) + \bar{V}(t),\end{aligned}\tag{37}$$

где $\bar{X}(t)$ - вектор состояния, определяемый принятой моделью погрешностей системы; $[F(t)]$ - матрица динамики системы; $[B(t)]$ - матрица управления; $\bar{U}(t)$ - вектор управляющих сигналов; $[G(t)]$ - матрица шумов системы; $\bar{W}(t)$ - вектор шумов системы; $\bar{Z}(t)$ - вектор измерений; $[H(t)]$ - матрица связи вектора состояния и вектора измерений; $\bar{V}(t)$ - вектор шумов измерений.

При этом на статистические характеристики шумов системы, шумов измерений и начальное значение вектора состояния накладываются следующие ограничения (38):

1. $\bar{W}(t), \bar{V}(t)$ - случайный гауссов процесс типа белого шума, несмещенный, с известными корреляционными матрицами вида:

$$M[\bar{W}(t), \bar{W}(t)^T] = [Q_W(t)] \cdot \delta(t - \tau);$$

$$M[\bar{V}(t), \bar{V}(t)^T] = [R_V(t)] \cdot \delta(t - \tau),$$

где $\delta(t - \tau)$ - дельта - функция Дирака.

2. Шумы системы, шумов измерений и начальное значение вектора состояния не коррелированы:

$$M[\bar{V}(t), \bar{W}(t)^T] = 0; M[\bar{X}(t_0), \bar{W}(t)^T] = 0; M[\bar{X}(t_0), \bar{V}(t)^T] = 0.$$

3. Вводится начальное значение $M[\bar{X}(t_0)] = \bar{m}_X$ и $M[(\bar{X}(t_0) - \bar{m}_X)(\bar{X}(t_0) - \bar{m}_X)^T] = P_0$

При условии выполнения наложенных ограничений ОФК строит оптимальную оценку вектора состояния [45,50] на основе минимизации квадратичного критерия:

$$J = M \left[(\bar{X}(t) - \hat{X}(t)), (\bar{X}(t) - \hat{X}(t))^T \right] = M \left[\text{Tr} \{ (\bar{e}(t)), (\bar{e}(t))^T \} \right] = \text{Tr}([P(t)]) = \sum_{i=1}^n \sigma_{i,i}^2, \quad (39)$$

где $n = \dim(\bar{X})$, $\sigma_{i,i}$ - СКО соответствующего элемента вектора ошибок оценок $\bar{e}(t)$.

Минимизация функционала (39) при выполнении условий (38) достигается для системы (37) оценителем вида:

$$\begin{aligned} \hat{X}(t) &= [F(t)] \cdot \hat{X}(t) + [B(t)] \cdot \bar{U}(t) + [K(t)] \cdot (\bar{Z}(t) - [H(t)] \cdot \hat{X}(t)) \\ [K(t)] &= [P(t)] \cdot [H(t)]^T \cdot [R(t)]^{-1} \\ [\dot{P}(t)] &= [F(t)] \cdot [P(t)] + [P(t)] \cdot [F(t)]^T + [G(t)] \cdot [Q(t)] \cdot [G(t)]^T - \\ & [P(t)] \cdot [H(t)]^T \cdot [R(t)]^{-1} [H(t)] \cdot [P(t)] \end{aligned} \quad (40)$$

Оценитель (40) формирует в оптимальном режиме не смещенную оценку:

$$M[\bar{X}(t)] = M[\hat{X}(t)] \text{ или } M[\bar{e}(t)] = 0 \quad (41)$$

При переходе к дискретному виду линейный оценитель (40) представляется в виде:

$$\begin{aligned} \hat{X}_k &= [\Phi]_{k/k-1} \cdot \hat{X}_{k-1} + [B]_{k/k-1} \cdot \bar{U}_{k-1} + [K]_k \cdot (\bar{Z}_k - [H]_k \cdot [\Phi]_{k/k-1} \cdot \hat{X}_{k-1}) \\ [K]_k &= [S]_k \cdot [H]_k^T \cdot ([H]_k \cdot [S]_k \cdot [H]_k^T + [R]_k)^{-1} \\ [S]_k &= [\Phi]_{k/k-1} \cdot [P]_{k-1} \cdot [\Phi]_{k/k-1}^T + [\Gamma]_{k/k-1} \cdot [Q]_{k-1} \cdot [\Gamma]_{k/k-1}^T \\ [P]_k &= ([E] - [K]_k \cdot [H]_k) \cdot [S]_k, \end{aligned} \quad (42)$$

Переход к дискретному виду осуществляется при использовании следующих соотношений:

$$[R(T)] = \frac{[R(t)]}{T}, \quad [Q(T)] = \frac{[Q(t)]}{T}$$

$$[\Phi(T)] = e^{FT} = [E] + [F(t)] \cdot T + \frac{([F(t)] \cdot T)^2}{2} + \dots = \sum_{i=0}^{\infty} \frac{1}{i!} ([F(t)] \cdot T)^i \quad (43)$$

$$[\Gamma(T)] = [F(t)]^{-1} \cdot ([\Phi(T)] - [E]) \cdot [G(t)] = \left\{ \sum_{i=0}^{\infty} \frac{([F(t)] \cdot T)^i}{(i+1)!} \right\} \cdot [G(t)] \cdot T,$$

где T - шаг дискретизации.

При формировании дискретного оценивания в системе уравнений (42) фильтр Калмана реализует функцию оценки, функции прогноза и функции управления с одинаковой частотой в одни и те же моменты времени. Для повышения устойчивости алгоритмов ОФК в случае использования на динамичном объекте необходимо увеличение частоты решения задачи прогнозирования поведения оценки вектора состояния. Также следует учитывать то, что частота решения задачи управления параметрами БНК по выработанным оценкам может не совпадать с частотой решения задачи оценивания. В этом случае целесообразно уравнения оценивателя (40) использовать в виде (42). Временная диаграмма дискретного алгоритма ОФК в общем виде приведена на Рисунке 15.

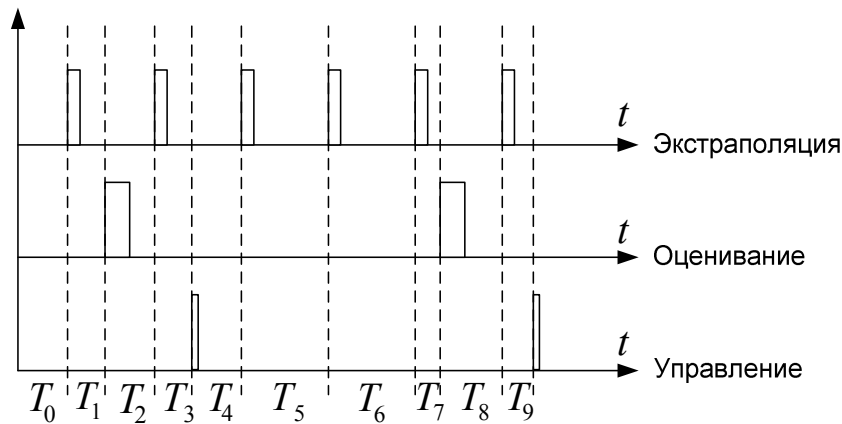


Рисунок 15 – Временная диаграмма дискретного алгоритма ОФК.

Реализация ОФК в таком виде обеспечивает гибкость построения и вычислительную устойчивость. При этом на каждом такте работы вне зависимости от выполняемой функции необходимо переопределять шаг дискретизации T . На Рисунке 15 шаги дискретизации - $T_0 \dots T_9$. Из этого следует, что матрицы $[\Phi]_{k/k-1}$, $[R]_{k-1}$, $[\Gamma]_{k/k-1}$, $[Q]_{k-1}$, $[B]_{k/k-1}$ в общем случае нестационарные.

Для задачи экстраполяции:

$$\hat{X}_k = [\Phi]_{k/k-1} \cdot \hat{X}_{k-1} + [B^{EXTR}]_{k/k-1} \cdot \bar{U}^{EXTR}_{k-1}$$

$$[P]_k = [\Phi]_{k/k-1} \cdot [P]_{k-1} \cdot [\Phi]_{k/k-1}^T + [\Gamma]_{k/k-1} \cdot [Q]_{k-1} \cdot [\Gamma]_{k/k-1}^T$$

Для задачи оценивания:

$$\hat{X}_k = [\Phi]_{k/k-1} \cdot \hat{X}_{k-1} + [B^{EST}]_{k/k-1} \cdot \bar{U}_{k-1}^{EST} + [K]_k \cdot (\bar{Z}_k - [H]_k \cdot [\Phi]_{k/k-1} \cdot \hat{X}_{k-1})$$

$$[K]_k = [S]_k \cdot [H]_k^T \cdot ([H]_k \cdot [S]_k \cdot [H]_k^T + [R]_{k-1})^{-1}$$

$$[S]_k = [\Phi]_{k/k-1} \cdot [P]_{k-1} \cdot [\Phi]_{k/k-1}^T + [\Gamma]_{k/k-1} \cdot [Q]_{k-1} \cdot [\Gamma]_{k/k-1}^T \quad (44)$$

$$[P]_k = ([E] - [K]_k \cdot [H]_k) \cdot [S]_k$$

Для задачи управления:

$$\hat{X}_k = [\Phi]_{k/k-1} \cdot \hat{X}_{k-1} + [B^{CONTR}]_{k/k-1} \cdot \bar{U}_{k-1}^{CONTR}$$

$$[P]_k = [\Phi]_{k/k-1} \cdot [P]_{k-1} \cdot [\Phi]_{k/k-1}^T + [\Gamma]_{k/k-1} \cdot [Q]_{k-1} \cdot [\Gamma]_{k/k-1}^T$$

В зависимости от наличия или отсутствия обратной связи по элементам оценки вектора состояния \hat{X}_{k-1} , а также от текущего режима работы фильтра (экстраполяция, оценка или управление) будет определяться матрица управления $[B^{EXTR}]_{k/k-1}$, $[B^{EST}]_{k/k-1}$, $[B^{CONTR}]_{k/k-1}$ и вектор управления \bar{U}_{k-1}^{EXTR} , \bar{U}_{k-1}^{EST} , \bar{U}_{k-1}^{CONTR} дискретного ОФК.

Изложенные соотношения (42) совместно с принятыми ограничениями являются оценителем для задач КОИ БНК на базе дискретного фильтра Калмана.

3.2 Алгоритм КОИ слабосвязанной схемы

Основной особенностью слабосвязанной схемы комплексирования является использование при формировании вектора измерений выходных параметров датчиков и систем. В этом смысле слабосвязанная схема является базовой схемой с точки зрения сложности реализации алгоритмов КОИ из рассматриваемых в работе, и анализ характеристик других схем базируется на сравнении со слабосвязанной схемой БНК.

При построении алгоритма КОИ горизонтальных каналов в основном режиме работы БНК на основе слабосвязанной схемы (Рисунок 16) вектор измерений $\bar{Z}_{\text{БИНС/СНС/МК}}$ будет формироваться в виде:

$$\begin{aligned} & \bar{Z}_{\text{БИНС/СНС/МК}}^T \\ & = \{ \lambda_{\text{БИНС}} - \lambda_{\text{СНС}} \quad \varphi_{\text{БИНС}} - \varphi_{\text{СНС}} \quad v_{e\text{БИНС}} - v_{e\text{СНС}} \quad v_{n\text{БИНС}} - v_{n\text{СНС}} \quad \psi_{\text{БИНС}} - \psi_{\text{МК}} \} \end{aligned} \quad (45)$$

В соответствии с представлением модели динамики системы и модели измерений на базе линейных уравнений, записанных в пространстве вектора состояния (37), а также принятыми

моделями погрешностей БИНС, приёмника ГНСС и МК (пп. 2.1, 2.4, 2.7) можно сформировать вектор состояния $\bar{X}_{\text{БИНС/СНС/МК}}$ для слабосвязанной схемы комплексирования.

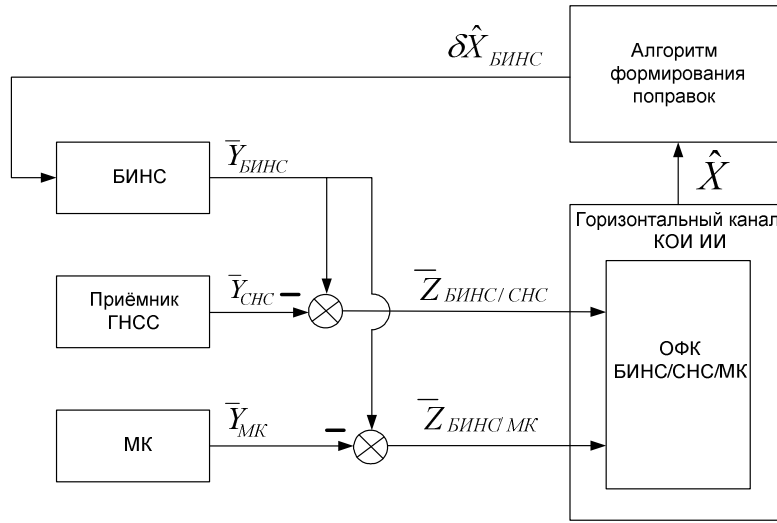


Рисунок 16 – Обобщенная схема комплексирования БИНС, ГНСС и МК основного режима работы КОИ, на основе слабосвязанной схемы комплексирования.

При этом в вектор состояния включены только погрешности двухканальной БИНС (3). В таком случае вектор состояния примет вид:

$$\begin{aligned} \bar{X}_{\text{БИНС/СНС/МК}}^T &= \bar{X}^T \\ &= \left\{ x_1, x_2, x_3, x_4, \alpha, \beta, \gamma, \Delta\Omega_x, \Delta\Omega_y, \Delta\Omega_z, \Delta K_{\Omega_x}, \Delta K_{\Omega_y}, \Delta K_{\Omega_z}, \Delta n_x, \Delta n_y, \Delta n_z, \right. \\ &\quad \left. \Delta K_{n_x}, \Delta K_{n_y}, \Delta K_{n_z} \right\} \end{aligned} \quad (46)$$

Для случая записи вектора состояния вида (46) уравнение динамики системы (37) будет соответствовать уравнению (1), а сама модель будет соответствовать модели погрешности двухканальной БИНС (см. п.2.1). Поскольку отсутствуют эталонные значения параметров ориентации и навигации, необходимые для формирования матриц $[F]_{\text{БИНС/СНС/МК}}$, $[B]_{\text{БИНС/СНС/МК}}$ и $[G]_{\text{БИНС/СНС/МК}}$, для этой цели используются соответствующие параметры из алгоритма БИНС. Вектор интенсивностей шумов системы $\bar{W}_{\text{БИНС/СНС/МК}}$ формируется на этапе разработки БНК. Ненулевые элементы матрицы связи $[H]_{\text{БИНС/СНС/МК}}$ вектора измерений $\bar{Z}_{\text{БИНС/СНС/МК}}$ и вектора состояния $\bar{X}_{\text{БИНС/СНС/МК}}$ для слабосвязанной схемы комплексирования имеют вид:

$$\begin{aligned}
[H]_{\text{БИНС/СНС/МК}_{1 \times 1}} &= \frac{1}{\rho_2 \cdot \cos(\varphi)}, [H]_{\text{БИНС/СНС/МК}_{2 \times 2}} = \frac{1}{\rho_1}, \\
[H]_{\text{БИНС/СНС/МК}_{3 \times 1}} &= -\left(\frac{V_h}{\rho_2} + \Omega_E \cdot \text{tg}(\varphi)\right), [H]_{\text{БИНС/СНС/МК}_{3 \times 2}} = -\Omega_H, \\
[H]_{\text{БИНС/СНС/МК}_{3 \times 3}} &= 1, [H]_{\text{БИНС/СНС/МК}_{4 \times 1}} = -\frac{V_h}{\rho_1}, [H]_{\text{БИНС/СНС/МК}_{4 \times 4}} = 1, \\
[H]_{\text{БИНС/СНС/МК}_{5 \times 1}} &= \frac{\sin(\gamma) \cdot \sin(\psi) - \cos(\gamma) \cdot \cos(\psi) \cdot \text{tg}(v) + \cos(\gamma) \cdot \text{tg}(\varphi)}{\rho_2}, \\
[H]_{\text{БИНС/СНС/МК}_{5 \times 2}} &= -\frac{\sin(\gamma) \cdot \cos(\psi) + \cos(\gamma) \cdot \sin(\psi) \cdot \text{tg}(v)}{\rho_1}, \\
[H]_{\text{БИНС/СНС/МК}_{5 \times 5}} &= \sin(\gamma) \cdot \cos(\psi) + \cos(\gamma) \cdot \sin(\psi) \cdot \text{tg}(v), \\
[H]_{\text{БИНС/СНС/МК}_{5 \times 6}} &= \sin(\gamma) \cdot \sin(\psi) - \cos(\gamma) \cdot \cos(\psi) \cdot \text{tg}(v), \\
[H]_{\text{БИНС/СНС/МК}_{5 \times 7}} &= \cos(\gamma)
\end{aligned} \tag{47}$$

При формировании матрицы $[H]_{\text{БИНС/СНС/МК}}$, исходя из математической модели погрешностей БИНС (см. п.2.1), необходимо использовать эталонные значения соответствующих параметров ориентации и навигации. Ввиду отсутствия на борту эталонных значений, а также с целью минимизации вычислительных затрат при формировании $[H]_{\text{БИНС/СНС/МК}}$ используются следующие данные:

- ρ_1, ρ_2 - радиусы кривизны меридионального и перпендикулярного ему сечений, поступающие непосредственно из алгоритма БИНС;
- Ω_E, Ω_H - восточная и вертикальная проекции абсолютной угловой скорости вращения объекта на оси горизонтной системы координат, построенной по сторонам света, поступающие из алгоритма БИНС;
- ψ, v, γ - углы истинного курса, тангажа и крена, поступающие из алгоритма ориентации БИНС;
- φ - широта точки места, поступающая от приёмника ГНСС;
- V_h - вертикальная скорость, поступающая от приёмника ГНСС.

При формировании матрицы интенсивностей шумов корректоров $[R_V(t)]$ (38) на основе математических моделей погрешностей приёмника ГНСС и МК (пп. 2.2, 2.3) ввиду отсутствия на борту информации о текущих значениях интенсивностей шумов также используются допущения вида (49) ($\Delta\tau$ - интервал между соседними тактами измерений):

$$\begin{aligned}
[R_V(t)]_{\text{БИНС/СНС/МК}_{1 \times 1}} &\cong \frac{\sigma_{\delta\lambda_{\text{СНС}}}^2}{\Delta\tau}, [R_V(t)]_{\text{БИНС/СНС/МК}_{2 \times 2}} \cong \frac{\sigma_{\delta\varphi_{\text{СНС}}}^2}{\Delta\tau} \text{ где } \sigma_{\delta\lambda_{\text{СНС}}} \text{ и } \sigma_{\delta\varphi_{\text{СНС}}} - \\
&\text{текущее прогнозируемые значения СКО ошибки определения долготы и широты приёмником} \\
&\text{ГНСС; } [R_V(t)]_{\text{БИНС/СНС/МК}_{3 \times 3}} \cong \frac{\sigma_{\delta v_{e\text{СНС}}}^2}{\Delta\tau}, [R_V(t)]_{\text{БИНС/СНС/МК}_{4 \times 4}} \cong \frac{\sigma_{\delta v_{n\text{СНС}}}^2}{\Delta\tau} \text{ где } \sigma_{\delta v_{e\text{СНС}}} \text{ и } \sigma_{\delta v_{n\text{СНС}}} -
\end{aligned}$$

текущие прогнозируемые значения 1СКО ошибки определения восточной и северной составляющих путевой скорости приёмником ГНСС; $R_V(t)_{\text{БИНС/СНС/МК5x5}} \cong \frac{\sigma_{\delta\psi_{\text{МК}}^2}}{\Delta\tau}$, где $\sigma_{\delta\psi_{\text{МК}}}$ - СКО ошибки определения угла истинного курса МК.

(49)

При замыкании обратной связи в алгоритм БИНС по оценкам вектора состояния необходимо расширить вектор управления $\bar{U}(t)$. Ниже приводится вектор управления в случае замыкания обратной связи в алгоритм БИНС по всем элементам оценки вектора состояния $\hat{X}_{\text{БИНС/СНС/МК } k-1}$. В этом случае вектор управления для дискретного ОФК $\bar{U}(t) = \bar{U}_{\text{БИНС/СНС/МК } k-1}$ и матрица управления $[B(t)] = [B]_{\text{БИНС/СНС/МК } k/k-1}$ в зависимости от режима работы (44) имеют вид:

1. Для задачи экстраполяции:

$$\bar{U}^{\text{EXTR}}_{k-1} = 0, \quad [B^{\text{EXTR}}]_{\text{БИНС/СНС/МК } k/k-1} = [0]$$

2. Для задачи оценивания:

$$\{\bar{U}^{\text{EST}}_{k-1}\}^T = \{\delta\hat{H}_{\text{СНС } k-1}, \delta\hat{V}_{\text{СНС } k-1}\}$$

Не нулевые элементы матрицы $[B^{\text{EST}}]_{\text{БИНС/СНС/МК } k/k-1}$

$$[B^{\text{EST}}]_{\text{БИНС/СНС/МК } k/k-1_{3x1}} = -\dot{\Omega}_N - \Omega_E \cdot \Omega_H, \quad [B^{\text{EST}}]_{\text{БИНС/СНС/МК } k/k-1_{3x2}} = -2 \cdot \Omega_N$$

$$[B^{\text{EST}}]_{\text{БИНС/СНС/МК } k/k-1_{4x1}} = \dot{\Omega}_E - \Omega_N \cdot \Omega_H, \quad [B^{\text{EST}}]_{\text{БИНС/СНС/МК } k/k-1_{4x2}} = 2 \cdot \Omega_E$$

Оценки точности определения высоты и вертикальной скорости приёмником ГНСС $\delta\hat{H}_{\text{СНС } k-1}$ и $\delta\hat{V}_{\text{СНС } k-1}$ в случае двухканальной БИНС с коррекцией по высоте от ГНСС поступают в алгоритм ОФК непосредственно от ГНСС приёмника.

Соответствующие проекции абсолютной угловой скорости вращения $\Omega_E, \Omega_N, \Omega_H$ и их производные $\dot{\Omega}_E, \dot{\Omega}_N$ поступают в алгоритм ОФК из алгоритма БИНС.

3. Для задачи управления:

$$\bar{U}^{\text{CONTR}}_{k-1} = \hat{X}_{k-1}$$

$$[B^{\text{CONTR}}]_{\text{БИНС/СНС/МК } k/k-1} = -[E]$$

Приведенный соотношения (45) - (50) являются оценителем на базе слабосвязанной схемы комплексирования.

(50)

3.3 Алгоритм КОИ жестко связанной схемы

Основными отличиями в построении оптимального фильтра Калмана жестко связанной схемы (ОФК ЖС) комплексирования по сравнению со слабо связанной схемой являются отсутствие решения навигационной задачи исключительно по ГНСС измерениям, способ формирования измерений ОФК и наличие обратной связи по параметрам оценки вектора состояния в алгоритмы слежения за сигналом ГНСС приёмника. На основе предложенной обобщенной схемы горизонтальных каналов КОИ БНК, построенной на использовании информационной избыточности (Рисунок 5) можно сформировать обобщенную схему комплексирования БИНС, ГНСС и МК основного режима работы КОИ для жестко связанной структуры построения оценщика (Рисунок 17).

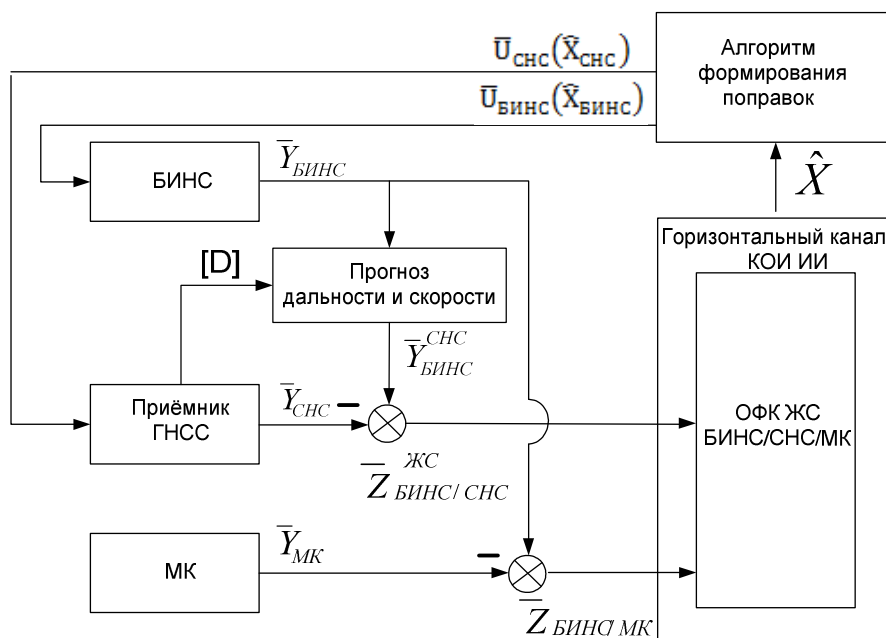


Рисунок 17 – Обобщенная схема комплексирования БИНС, ГНСС и МК основного режима работы КОИ, на основе жестко связанной схемы комплексирования.

Вектор выходных параметров БИНС $\bar{Y}_{\text{БИНС}}$, используемых в ОФК ЖС, имеет вид.

$$\bar{Y}_{\text{БИНС}}^T = \{\lambda_{\text{БИНС}} \quad \varphi_{\text{БИНС}} \quad h_{\text{БИНС}} \quad v_{e\text{БИНС}} \quad v_{n\text{БИНС}} \quad v_{h\text{БИНС}} \quad \psi_{\text{БИНС}}\} \quad (51)$$

Вектор выходных параметров приёмника ГНСС $\bar{Y}_{\text{СНС}}$ (3.3.2) содержит информацию об измеренных псевдодальностях и псевдоскоростях относительно всех навигационных космических аппаратов (НКА) рабочего созвездия ГНСС.

$$\bar{Y}_{\text{СНС}}^T = \{\rho_1^{\text{СНС}} \quad \rho_2^{\text{СНС}} \quad \dots \quad \rho_m^{\text{СНС}} \quad \dot{\rho}_1^{\text{СНС}} \quad \dot{\rho}_2^{\text{СНС}} \quad \dots \quad \dot{\rho}_m^{\text{СНС}}\}, \quad (52)$$

где m – количество НКА рабочего созвездия ГНСС.

Вектор выходных параметров магнитного компаса не изменяется (53).

$$\bar{Y}_{\text{МК}}^T = \{\Psi_{\text{МК}}\} \quad (53)$$

Для формирования вектора измерений $\bar{Z}_{\text{БИНС/СНС/МК}}^{\text{ЖС}}$ необходимо вычислить на основании выходных параметров БИНС прогнозируемые псевдодальности и псевдоскорости относительно всех НКА рабочего созвездия ГНСС (54). Эти вычисления осуществляются в блоке “Прогноз дальности и скорости”. На вход блока от приёмника ГНСС поступает массив данных [D] с эфемеридами НКА, от БИНС поступает информация о координатах БПЛА и проекциях путевой скорости.

$$\bar{Y}_{\text{БИНС}}^T = \{\rho_1^{\text{БИНС}} \quad \rho_2^{\text{БИНС}} \quad \dots \quad \rho_m^{\text{БИНС}} \quad \dot{\rho}_1^{\text{БИНС}} \quad \dot{\rho}_2^{\text{БИНС}} \quad \dots \quad \dot{\rho}_m^{\text{БИНС}}\} \quad (54)$$

Определение координат НКА осуществляется в декартовой гринвичской системе координат [37,72]. Связь между декартовыми гринвичскими координатами точки места $R_1^{\text{БИНС}}, R_2^{\text{БИНС}}, R_3^{\text{БИНС}}$ и ее географическими координатами, вычисленными в алгоритме БИНС, имеет вид:

$$\begin{aligned} R_1^{\text{БИНС}} &= (R' + h_{\text{БИНС}}) \cdot \cos(\lambda_{\text{БИНС}}) \cdot \cos(\varphi_{\text{БИНС}}), \\ R_2^{\text{БИНС}} &= (R' + h_{\text{БИНС}}) \cdot \sin(\lambda_{\text{БИНС}}) \cdot \cos(\varphi_{\text{БИНС}}), \\ R_3^{\text{БИНС}} &= ((1 - e^2) \cdot R' + h_{\text{БИНС}}) \cdot \sin(\varphi_{\text{БИНС}}), \\ R' &= \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \cdot \sin^2(\varphi_{\text{БИНС}})}}, \end{aligned} \quad (55)$$

где a - большая полуось эллипсоида Земли, и e^2 - квадрат первого эксцентриситета (определяются принятой географической системой координат).

Связь между проекциями путевой скорости, вычисленными БИНС, в географической системе координат и проекциями относительной скорости БИНС в гринвичской системе $V_1^{\text{БИНС}}, V_2^{\text{БИНС}}, V_3^{\text{БИНС}}$ определяется соотношением:

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} V_1^{\text{БИНС}} \\ V_2^{\text{БИНС}} \\ V_3^{\text{БИНС}} \end{bmatrix} &= [B]^T \cdot \begin{bmatrix} V_{e_{\text{БИНС}}} \\ V_{n_{\text{БИНС}}} \\ V_{h_{\text{БИНС}}} \end{bmatrix} \\ [B] &= \begin{bmatrix} -\sin(\lambda_{\text{БИНС}}) & \cos(\lambda_{\text{БИНС}}) & 0 \\ -\cos(\lambda_{\text{БИНС}}) \cdot \sin(\varphi_{\text{БИНС}}) & -\sin(\lambda_{\text{БИНС}}) \cdot \sin(\varphi_{\text{БИНС}}) & \cos(\varphi_{\text{БИНС}}) \\ \cos(\lambda_{\text{БИНС}}) \cdot \cos(\varphi_{\text{БИНС}}) & \sin(\lambda_{\text{БИНС}}) \cdot \cos(\varphi_{\text{БИНС}}) & \sin(\varphi_{\text{БИНС}}) \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (56)$$

Прогнозируемая дальность до i -ого НКА ГНСС, вычисленная на основании координат НКА в декартовой гринвичской системе координат $R_{1_i}^{\text{СНС}}, R_{2_i}^{\text{СНС}}, R_{3_i}^{\text{СНС}}$ и координат БИНС, определяется соотношением:

$$\rho_i^{\text{БИНС}} = \sqrt{(R_{1i}^{\text{СНС}} - R_1^{\text{БИНС}})^2 + (R_{2i}^{\text{СНС}} - R_2^{\text{БИНС}})^2 + (R_{3i}^{\text{СНС}} - R_3^{\text{БИНС}})^2}, \quad (57)$$

где $i = \overline{1, m}$ – порядковый номер измерения НКА в рабочем созвездии ГНСС.

Прогнозируемая (вычисленная) радиальная скорость относительного движения БИНС - i -ый НКА ГНСС определяется соотношением:

$$\dot{\rho}_i^{\text{БИНС}} = \frac{1}{\rho_i^{\text{БИНС}}} \sum_{j=1}^3 [(R_{ji}^{\text{СНС}} - R_j^{\text{БИНС}}) \cdot (V_j^{\text{СНС}} - V_j^{\text{БИНС}})], \quad (58)$$

где $V_{1i}^{\text{СНС}}, V_{2i}^{\text{СНС}}, V_{3i}^{\text{СНС}}$ – проекции вектора относительной скорости НКА в гринвичской системе координат.

Таким образом, вектор измерений $\bar{Z}^{\text{ЖС}}_{\text{БИНС/СНС/МК}}$ (59) формируется как разность векторов выходных параметров $\bar{Y}^{\text{СНС}}_{\text{БИНС}}$ и $\bar{Y}^{\text{СНС}}$, а также как разность показаний по углу истинного курса БИНС и МК.

$$\bar{Z}^{\text{ЖС}}_{\text{БИНС/СНС/МК}} = \begin{bmatrix} \{\rho_1^{\text{БИНС}} - \rho_1^{\text{СНС}} & \rho_2^{\text{БИНС}} - \rho_2^{\text{СНС}} & \dots & \rho_m^{\text{БИНС}} - \rho_m^{\text{СНС}}\}^T \\ \{\dot{\rho}_1^{\text{БИНС}} - \dot{\rho}_1^{\text{СНС}} & \dot{\rho}_2^{\text{БИНС}} - \dot{\rho}_2^{\text{СНС}} & \dots & \dot{\rho}_m^{\text{БИНС}} - \dot{\rho}_m^{\text{СНС}}\}^T \\ \Psi_{\text{БИНС}} - \Psi_{\text{МК}} \end{bmatrix} \quad (59)$$

Вектор состояния системы $\bar{X}^{\text{ЖС}}_{\text{БИНС/СНС/МК}}$ расширяет вектор $\bar{X}^T_{\text{БИНС/СНС/МК}}$ (46) включением погрешностей измерения псевдодальностей и псевдоскоростей. В случае учёта в модели погрешностей кодовых и доплеровских измерений приёмника ГНСС (см. п.2.2) только ошибки дальности, вызванную уходом начальной фазы задающего генератора, $\delta\rho_{\Delta\tau}^{\text{СНС}}$ и ошибки определения радиальной скорости, вызванной отличием от номинальной частоты генератора приёмника $\delta\dot{\rho}_{\Delta\tau}^{\text{СНС}}$, вектор $\bar{X}^{\text{ЖС}}_{\text{БИНС/СНС/МК}}$ примет вид:

$$\bar{X}^{\text{ЖС}}_{\text{БИНС/СНС/МК}} = [\bar{X}_{\text{БИНС/СНС/МК}}, \delta\rho_{\Delta\tau}^{\text{СНС}}, \delta\dot{\rho}_{\Delta\tau}^{\text{СНС}}] \quad (60)$$

Отдельно следует остановиться на специфике построения комплексной системы на базе двухканальной БИНС без вертикального канала. Отсутствие последнего приводит к необходимости использования в алгоритме БИНС информации о высоте и вертикальной скорости от внешнего источника. В основном режиме работы горизонтальных каналов БНК таким источником является приёмник ГНСС. Однако построение жесткосвязанной схемы комплексирования подразумевает отсутствие в приёмнике ГНСС навигационного решения, а, следовательно, отсутствие информации о текущей высоте и вертикальной скорости. Решением может быть включение в состав вектора состояния жесткосвязанной схемы ошибок определения высоты $\delta h^{\text{БИНС}}$ и вертикальной скорости $\delta V_H^{\text{БИНС}}$. Индекс “БИНС” означает, что параметры обозначены как погрешности определения высотно-скоростных параметров БИНС, однако фактически они являются погрешностями определения высотно-скоростных параметров

приёмником ГНСС, используемых в алгоритме двухканальной БИНС. Таким образом, $\delta h^{\text{БИНС}}$ и $\delta v_{\text{H}}^{\text{БИНС}}$ можно рассматривать как погрешности определения высотно-скоростных параметров комплексной системы БИНС/ГНСС, построенной по разомкнутой схеме комплексирования. На базе оценок этих параметров могут быть получены текущие значения высоты и вертикальной скорости, используемые в алгоритме БИНС. Вектор состояния жесткосвязанной схемы комплексирования для системы (37) имеет вид:

$$\bar{X}^{\text{ЖС}^T}_{\text{БИНС/СНС/МК}} = [\bar{X}^T_{\text{БИНС/СНС/МК}}, \delta \rho_{\Delta t}^{\text{СНС}}, \delta \dot{\rho}_{\Delta t}^{\text{СНС}}, \delta h^{\text{БИНС}}, \delta v_{\text{H}}^{\text{БИНС}}] \quad (61)$$

Матрица динамики системы $[F]^{\text{ЖС}}_{\text{БИНС/СНС/МК}}$ уравнения (1) включает в себя матрицу динамики $[F]$ (10) и ненулевые элементы матрицы $[B^{\text{EST}}]_{\text{БИНС/СНС/МК}}$ (50) и имеют вид (62). Матрица шумов системы $[G]^{\text{ЖС}}_{\text{БИНС/СНС/МК}}$ имеет размерность 23x6 и ее не нулевые элементы будут идентичны (13). Вектор шумов системы $\bar{W}^{\text{ЖС}}_{\text{БИНС/СНС/МК}} = \bar{W}_{\text{БИНС/СНС/МК}} = \bar{W}$ (12). Построение уравнения измерений (1) предложенной схемы ОФК требует определения матрицы связи $[H]^{\text{ЖС}}_{\text{БИНС/СНС/МК}}$ между вектором измерений $\bar{Z}^{\text{ЖС}}_{\text{БИНС/СНС/МК}}$ и вектором состояния системы $\bar{X}^{\text{ЖС}}_{\text{БИНС/СНС/МК}}$, а также определения вектора шумов измерений $\bar{V}^{\text{ЖС}}_{\text{БИНС/СНС/МК}}$. Матрица $[H]^{\text{ЖС}}_{\text{БИНС/СНС/МК}}$ формируется на базе принятой модели погрешностей псевдодальностей и псевдоскоростей (см.п.2.2) приёмника ГНСС путем формального варьирования уравнений (57) и (58) с использованием уравнений связи систем координат (55) и (56) по параметрам БИНС (п.п.2.1) – $\lambda^{\text{БИНС}}$, $\varphi^{\text{БИНС}}$ (63) и $v_{\text{E}}^{\text{БИНС}}$, $v_{\text{N}}^{\text{БИНС}}$ (64), соответственно.

$$[F]^{\text{ЖС}}_{\text{БИНС/СНС/МК}} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ [F] & 0 & 0 & -\dot{\Omega}_{\text{N}} - \Omega_{\text{E}} \cdot \Omega_{\text{H}} & -2 \cdot \Omega_{\text{N}} \\ 0 & 0 & \dot{\Omega}_{\text{E}} - \Omega_{\text{N}} \cdot \Omega_{\text{H}} & 2 \cdot \Omega_{\text{E}} \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ \{0\} & 0 & 0 & 0 \\ \{0\} & 0 & 0 & 0 \\ \{0\} & 0 & 0 & 0 \\ \{0\} & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad (62)$$

где $\{0\}$ – нулевой вектор - строки размерностью 1x19.

$$\begin{aligned}
\frac{\partial \rho_i^{\text{БИНС}}}{\partial \lambda_{\text{БИНС}}} &= \frac{1}{\rho_i^{\text{БИНС}}} (R' + h_{\text{БИНС}}) \cos(\varphi_{\text{БИНС}}) [\sin(\lambda_{\text{БИНС}}) (R_{1i}^{\text{СНС}} - R_1^{\text{БИНС}}) - \\
&\cos(\lambda_{\text{БИНС}}) (R_{2i}^{\text{СНС}} - R_2^{\text{БИНС}})] \delta \lambda_{\text{БИНС}} \\
\frac{\partial \rho_i^{\text{БИНС}}}{\partial \varphi_{\text{БИНС}}} &= \frac{1}{\rho_i^{\text{БИНС}}} \cdot [\cos(\lambda_{\text{БИНС}}) (R_{1i}^{\text{СНС}} - R_1^{\text{БИНС}}) R^{\text{тр}} - \sin(\lambda_{\text{БИНС}}) (R_{2i}^{\text{СНС}} - R_2^{\text{БИНС}}) R^{\text{тр}} \\
&- (R_{3i}^{\text{СНС}} - R_3^{\text{БИНС}}) (1 \\
&- e^2) \cos(\varphi_{\text{БИНС}}) \left(\left(R' + \frac{h_{\text{БИНС}}}{(1 - e^2)} \right) + \sin(\varphi_{\text{БИНС}}) \frac{\partial R'}{\partial \varphi_{\text{БИНС}}} \right)] \delta \varphi_{\text{БИНС}}
\end{aligned} \tag{63}$$

$$R^{\text{тр}} = \sin(\varphi_{\text{БИНС}}) (R' + h_{\text{БИНС}}) - \cos(\varphi_{\text{БИНС}}) \frac{\partial R'}{\partial \varphi_{\text{БИНС}}}$$

$$\frac{\partial R'}{\partial \varphi_{\text{БИНС}}} = \frac{a \cdot e^2 \cdot \cos(\varphi_{\text{БИНС}}) \cdot \sin(\varphi_{\text{БИНС}})}{(1 - e^2 \cdot \sin^2(\varphi_{\text{БИНС}}))^{3/2}}$$

$$\frac{\partial \dot{\rho}_i^{\text{БИНС}}}{\partial V_{\text{Е}}^{\text{БИНС}}} = \frac{1}{\rho_i^{\text{БИНС}}} [\sin(\lambda_{\text{БИНС}}) (R_{1i}^{\text{СНС}} - R_1^{\text{БИНС}}) - \cos(\lambda_{\text{БИНС}}) (R_{2i}^{\text{СНС}} - R_2^{\text{БИНС}})] \delta V_{\text{Е}}^{\text{БИНС}}$$

$$\frac{\partial \dot{\rho}_i^{\text{БИНС}}}{\partial V_{\text{Н}}^{\text{БИНС}}} = \frac{1}{\rho_i^{\text{БИНС}}} [\cos(\lambda_{\text{БИНС}}) \sin(\varphi_{\text{БИНС}}) (R_{1i}^{\text{СНС}} - R_1^{\text{БИНС}}) + \tag{64}$$

$$\sin(\lambda_{\text{БИНС}}) \sin(\varphi_{\text{БИНС}}) (R_{2i}^{\text{СНС}} - R_2^{\text{БИНС}}) - \cos(\varphi_{\text{БИНС}}) (R_{3i}^{\text{СНС}} - R_3^{\text{БИНС}})] \delta V_{\text{Н}}^{\text{БИНС}}$$

Элементы матрицы $[H]^{\text{ЖС}}_{\text{БИНС/СНС/МК}}$ модели связи погрешностей определения высотно-скоростных параметров $\delta H_{\text{СНС}}$ и $\delta V_{\text{Н}}^{\text{БИНС}}$ определяются также путем варьирования уравнений (57) и (58) и имеют вид:

$$\begin{aligned}
\frac{\partial \rho_i^{\text{БИНС}}}{\partial h_{\text{БИНС}}} &= \frac{-1}{\rho_i^{\text{БИНС}}} [\cos(\varphi_{\text{БИНС}}) \cos(\lambda_{\text{БИНС}}) (R_{1i}^{\text{СНС}} - R_1^{\text{БИНС}}) + \\
&\cos(\varphi_{\text{БИНС}}) \sin(\lambda_{\text{БИНС}}) (R_{2i}^{\text{СНС}} - R_2^{\text{БИНС}}) + \sin(\varphi_{\text{БИНС}}) (R_{3i}^{\text{СНС}} - R_3^{\text{БИНС}})] \delta h_{\text{БИНС}}
\end{aligned} \tag{65}$$

$$\frac{\partial \dot{\rho}_i^{\text{БИНС}}}{\partial V_{\text{Н}}^{\text{БИНС}}} = \frac{-1}{\rho_i^{\text{БИНС}}} [\cos(\lambda_{\text{БИНС}}) \cos(\varphi_{\text{БИНС}}) (R_{1i}^{\text{СНС}} - R_1^{\text{БИНС}}) +$$

$$\sin(\lambda_{\text{БИНС}}) \cos(\varphi_{\text{БИНС}}) (R_{2i}^{\text{СНС}} - R_2^{\text{БИНС}}) + \sin(\varphi_{\text{БИНС}}) (R_{3i}^{\text{СНС}} - R_3^{\text{БИНС}})] \delta V_{\text{Н}}^{\text{БИНС}}$$

Элементы матрицы $[H]^{\text{ЖС}}_{\text{БИНС/СНС/МК}}$ связи сдвига начальной фазы и частоты опорного генератора приёмника ГНСС $\delta \rho_{\Delta\tau}^{\text{СНС}}$, $\delta \dot{\rho}_{\Delta\tau}^{\text{СНС}}$ и измерений ОФК определяются путем формального варьирования моделей измерений псевдодальностей и псевдоскоростей (см. п.п. 3.7), и имеют вид:

$$\frac{\partial \rho_i^{\text{СНС}}}{\partial \delta \rho_{\Delta\tau}^{\text{СНС}}} = \delta \rho_{\Delta\tau}^{\text{СНС}}, \quad \frac{\partial \rho_i^{\text{СНС}}}{\partial \delta \dot{\rho}_{\Delta\tau}^{\text{СНС}}} = -\delta \dot{\rho}_{\Delta\tau}^{\text{СНС}} \tag{66}$$

По соотношениям (63 – 66), модели погрешностей БИНС (п.3.1) и вектору измерений (61) формируется матрица $[H]^{ЖС}_{БИНС/СНС/МК}$. Ненулевые элементы матрицы $[H]^{ЖС}_{БИНС/СНС/МК}$ следующие:

$$\begin{aligned}
[H]^{ЖС}_{БИНС/СНС/МК_{i,1}} &= \frac{1}{\rho_2 \cdot \cos(\varphi_{БИНС})} \cdot \frac{\partial \rho_i^{БИНС}}{\partial \lambda_{БИНС}} = \\
&= \frac{1}{\rho_i^{БИНС}} \cdot [\sin(\lambda_{БИНС}) (R_{1i}^{СНС} - R_1^{БИНС}) - \cos(\lambda_{БИНС}) (R_{2i}^{СНС} - R_2^{БИНС})] \\
[H]^{ЖС}_{БИНС/СНС/МК_{i,2}} &= \frac{1}{\rho_1} \cdot \frac{\partial \rho_i^{БИНС}}{\partial \varphi_{БИНС}} \\
[H]^{ЖС}_{БИНС/СНС/МК_{i,20}} &= -1 \\
[H]^{ЖС}_{БИНС/СНС/МК_{i,22}} &= \frac{\partial \rho_i^{БИНС}}{\partial h_{БИНС}} \\
[H]^{ЖС}_{БИНС/СНС/МК_{(m+1),1}} &= -\left(\frac{V_h}{\rho_2} + \Omega_E \cdot \text{tg}(\varphi)\right) \cdot \frac{\partial \rho_i^{БИНС}}{\partial V_E^{БИНС}} - \frac{V_h}{\rho_1} \cdot \frac{\partial \rho_i^{БИНС}}{\partial V_N^{БИНС}} \\
[H]^{ЖС}_{БИНС/СНС/МК_{(m+1),2}} &= -\Omega_H \cdot \frac{\partial \rho_i^{БИНС}}{\partial V_E^{БИНС}} \\
[H]^{ЖС}_{БИНС/СНС/МК_{(m+1),3}} &= \frac{\partial \rho_i^{БИНС}}{\partial V_E^{БИНС}} \\
[H]^{ЖС}_{БИНС/СНС/МК_{(m+1),4}} &= \frac{\partial \rho_i^{БИНС}}{\partial V_N^{БИНС}} \\
[H]^{ЖС}_{БИНС/СНС/МК_{(m+1),21}} &= 1 \\
[H]^{ЖС}_{БИНС/СНС/МК_{i,23}} &= \frac{\partial \rho_i^{БИНС}}{\partial V_H^{БИНС}} \\
[H]^{ЖС}_{БИНС/СНС/МК_{(2m+1),1}} &= \\
&= \frac{\sin(\gamma) \cdot \sin(\psi) - \cos(\gamma) \cdot \cos(\psi) \cdot \text{tg}(v) + \cos(\gamma) \cdot \text{tg}(\varphi)}{\rho_2} \\
[H]^{ЖС}_{БИНС/СНС/МК_{(2m+1),2}} &= -\frac{\sin(\gamma) \cdot \cos(\psi) + \cos(\gamma) \cdot \sin(\psi) \cdot \text{tg}(v)}{\rho_1} \\
[H]^{ЖС}_{БИНС/СНС/МК_{(2m+1),5}} &= \sin(\gamma) \cdot \cos(\psi) + \cos(\gamma) \cdot \sin(\psi) \cdot \text{tg}(v) \\
[H]^{ЖС}_{БИНС/СНС/МК_{(2m+1),6}} &= \sin(\gamma) \cdot \sin(\psi) - \cos(\gamma) \cdot \cos(\psi) \cdot \text{tg}(v) \\
[H]^{ЖС}_{БИНС/СНС/МК_{(2m+1),7}} &= \cos(\gamma)
\end{aligned} \tag{67}$$

При формировании $[R_V(t)]$ (38) на основе математических моделей погрешностей приёмника ГНСС и МК (пп. 2.2, 2.3) ввиду отсутствия на борту информации о текущих

значениях интенсивностей шумов определения псевдодальностей и псевдоскоростей следует использовать допущения вида:

$$\begin{aligned}
 [R_V(t)]_{\text{БИНС/СНС/МК}i,1}^{\text{ЖС}} &\cong \frac{\sigma_{\delta\rho}^2_{\text{СНС}}}{\Delta\tau}, \text{ где } \sigma_{\delta\rho}_{\text{СНС}} - \text{текущее (прогнозируемое)} \\
 \text{значения 1СКО ошибки определения псевдодальности до } i\text{-ого НКА приёмником} \\
 \text{ГНСС; } [R_V(t)]_{\text{БИНС/СНС/МК}(m+i),1}^{\text{ЖС}} &\cong \frac{\sigma_{\delta\rho}^2_{\text{СНС}}}{\Delta\tau}, \text{ где } \sigma_{\delta\rho}_{\text{СНС}} - \text{текущее (прогнозируемое)} \\
 \text{значения 1СКО ошибки определения псевдоскорости до } i\text{-ого НКА приёмником} \\
 \text{ГНСС; } [R_V(t)]_{\text{БИНС/СНС/МК}(2m+1),5}^{\text{ЖС}} &\cong \frac{\sigma_{\delta\psi_{\text{МК}}}^2}{\Delta\tau}, \text{ где } \sigma_{\delta\psi_{\text{МК}}} - \text{1СКО ошибки} \\
 \text{определения угла истинного курса МК.}
 \end{aligned} \tag{68}$$

При замыкании обратной связи в алгоритм БИНС и приёмника ГНСС по оценкам вектора состояния необходимо расширить вектор управления $\bar{U}^{\text{ЖС}}(t)$. Ниже приводится вектор управления в случае замыкания обратной связи в алгоритм БИНС и приёмник ГНСС по всем элементам оценки вектора состояния $\hat{X}_{\text{БИНС/СНС/МК } k-1}^{\text{ЖС}}$. Вектор управления для дискретного ОФК $\bar{U}(t) = \bar{U}_{\text{БИНС/СНС/МК } k-1}^{\text{ЖС}}$ и матрица управления $[B(t)] = [B]_{\text{БИНС/СНС/МК } k/k-1}^{\text{ЖС}}$ в зависимости от режима работы (44) принимают вид:

1. Для задачи экстраполяции и оценивания:

$$\begin{aligned}
 \bar{U}_{\text{ЖС EXTR } k-1}^{\text{ЖС}} &= \bar{U}_{\text{ЖС EST } k-1}^{\text{ЖС}} = 0 \\
 [B^{\text{EXTR}}]_{\text{БИНС/СНС/МК } k/k-1}^{\text{ЖС}} &= [B^{\text{EST}}]_{\text{БИНС/СНС/МК } k/k-1}^{\text{ЖС}} = [0]
 \end{aligned} \tag{69}$$

2. Для задачи управления:

$$\begin{aligned}
 \bar{U}_{\text{ЖС CONTR } k-1}^{\text{ЖС}} &= \hat{X}_{k-1} \\
 [B^{\text{CONTR}}]_{\text{БИНС/СНС/МК } k/k-1}^{\text{ЖС}} &= -[E]
 \end{aligned}$$

Приведённые соотношения (59) - (69) представляют собой оценщик на базе жёстко связанной схемы комплексирования.

3.4 Алгоритм КОИ с переменной структурой

Использование линеаризованных уравнений состояния системы и уравнений измерений (51) и представление возмущений в виде случайных процессов (52) при разработке алгоритмов

оптимального оценивания и их имитационного моделирования позволяет получить устойчивое оценивание. Однако опыт применения таких алгоритмов в полунатурных и натуральных испытаниях [5,6] систем показал возможность роста ошибок оценивания со временем, несмотря на высокую устойчивость процедуры фильтра в вычислительном плане. Существуют множество причин возникновения погрешностей при формировании оценки вектора состояния: наличие средней и цветной составляющей в шумах системы и измерений, коррелированность шумов системы и корректора, неточное представления априорной информации о статистических характеристиках шумов и т.д. При этом одна из наиболее часто встречающихся причин расходимости связана с значительным несоответствием представления физической модели возмущений. Как уже отмечалось, в классической теории статистического оценивания возмущения представляются в рамках случайных процессов в виде “белого” и “цветного” шума. При этом описание возмущений опирается на такие традиционные статистические понятия как “математическое ожидание”, “дисперсия”, “спектральная плотность” и т.д. Однако в реальности возмущения могут содержать не только шумовые составляющие, но и составляющие, описываемые кусочно-непрерывными неизвестными функциями скачкообразно изменяющимися в некоторые моменты времени (возмущения волновой структуры). Особенностью ошибок оценок вызванных наличием волновой составляющей в возмущениях является специфика их проявления. Такого рода возмущения в общем случае могут возникать периодически. При этом время появления возмущения, его вид, длительность и время пропадания неизвестны. Также в силу свойств линейных статистических оптимальных оценивателей наиболее сильно расходимостью, вызванная такого рода возмущениями, может наблюдаться после окончания переходного процесса в фильтре [35]. Результатом игнорирования возмущений волновой структуры в алгоритмах оптимальной обработки информации может быть рост погрешностей определения параметров ориентации и навигации, а также значительное снижение помехозащищённости оборудования в целом. Для устранения этого недостатка алгоритмов статистического оптимального оценивания необходимо использовать алгоритмы с переменной структурой [20,56] комплексирования, базирующиеся не только на статистическом описании возмущений, но и на волновом.

При построении комплексной системы на базе БИНС, приёмника ГНСС и МК волновая составляющая возмущений прежде всего проявляется:

- в погрешностях определения дальности до НКА и доплеровского сдвига, вызванных полным или частичным неучетом в модели ошибок ГНСС погрешностей эфемеридных данных, ошибок бортового хранителя времени НКА, ионосферных и тропосферных задержек, ошибок

многолучевого приёма, внешних воздействий на сигнал НКА (например, средствами радиоэлектронной борьбы);

- в погрешностях МК определения напряженности магнитного поля Земли, вызванных наличием неучтенных в модели внешних магнитных полей на борту БПЛА;

- в измерениях инерциальных датчиков, вызванных периодическими сбоями в показаниях или их полным отказом.

Идентификация и оценка такого рода погрешностей позволяет не только улучшить точностные характеристики комплекса, но и является основой бортового интегрального контроля целостности.

Рассмотрим алгоритм оптимального фильтра Калмана переменной структуры на базе жестко связанной схемы комплексирования БИНС, ГНСС и МК для решения задачи оценивания вектора состояния (61) с контролем наличия в псевдодальностях и псевдоскоростях возмущений волновой структуры. Представленный подход также можно использовать с целью построения оценивателя переменной структуры для решения задач обнаружения и оценки погрешностей (отказов) БИНС и МК.

Волновые составляющие погрешности определения псевдодальности $\delta\rho_i^w$ и псевдоскорости $\delta\dot{\rho}_i^w$ для i -го НКА рабочего созвездия ГНСС по принятой модели (см. п. 2.2) могут быть представлена в виде :

$$\delta\rho_i^w = \Delta\rho_i + a_i \cdot t_i + b_i \cdot t_i^2, \quad (70)$$

$$\delta\dot{\rho}_i^w = \Delta\dot{\rho}_i + c_i \cdot t_i,$$

где $\Delta\rho_i$ - постоянная составляющая погрешности определения дальности; $\Delta\dot{\rho}_i$ - постоянная составляющая погрешности определения радиальной скорости; a_i – коэффициент линейной составляющей погрешности определения дальности; b_i - коэффициент квадратичной составляющей погрешности определения дальности; c_i – коэффициент линейной составляющей погрешности определения радиальной скорости; t_i - время с момента расширения вектора состояния за счет включения параметров волновых функций погрешностей i -го НКА.

Расширенный вектор состояния системы $\bar{X}_P^{ЖС}$ БИНС/СНС/МК в таком случае имеет вид.

$$\bar{X}_P^{ЖСТ} \text{ БИНС/СНС/МК} = \left\{ \bar{X}_{\text{БИНС/СНС/МК}}^T, \delta\rho_{\Delta\tau}^{\text{СНС}}, \delta\dot{\rho}_{\Delta\tau}^{\text{СНС}}, \delta h^{\text{БИНС}}, \delta V_H^{\text{БИНС}}, \Delta\rho_1, a_1, b_1, \Delta\dot{\rho}_1, c_1, \Delta\rho_2, a_2, b_2, \Delta\dot{\rho}_2, c_2, \dots, \Delta\rho_l, a_l, b_l, \Delta\dot{\rho}_l, c_l \right\}, \quad (71)$$

где $l \in \overline{1, (m-4)}$ – количество НКА, в измерениях дальностей до которых предположительно содержатся погрешности волновой структуры, превышающие заданный порог; m – количество НКА рабочего созвездия.

Матрица динамики уравнения (37) примет вид.

$$[F]_{\text{П БИНС/СНС/МК}}^{\text{ЖС}} = \begin{bmatrix} [F]_{\text{БИНС/СНС/МК}}^{\text{ЖС}} & [0]_1^T \\ [0]_1 & [0]_2 \end{bmatrix}, \quad (72)$$

где $[0]_1$ – нулевая матрица размерностью 51×23 ; $[0]_2$ – нулевая матрица размерностью 51×51 .

Матрица управления и вектор управления (условия (69)) имеют вид:

$$1. \text{ Для задачи экстраполяции и оценивания: } \bar{U}_{\text{П}}^{\text{ЖС EXTR}}_{k-1} = \bar{U}_{\text{П}}^{\text{ЖС EST}}_{k-1} = 0$$

$$[B^{\text{EXTR}}]_{\text{П БИНС/СНС/МК}_{k-1}}^{\text{ЖС}} = [B^{\text{EXTR}}]_{\text{П БИНС/СНС/МК}_{k-1}}^{\text{ЖС}} = [0] \quad (73)$$

$$2. \text{ Для задачи управления: } \bar{U}_{\text{П БИНС/СНС/МК}_{k-1}}^{\text{ЖС CONTR}} = \hat{X}_{\text{П БИНС/СНС/МК}_{k-1}}^{\text{ЖС}}$$

$$[B^{\text{CONTR}}]_{\text{П БИНС/СНС/МК}_{k-1}}^{\text{ЖС}} = -[E]$$

$$\text{Вектор шумов системы } \bar{W}_{\text{П БИНС/СНС/МК}}^{\text{ЖС}} = \bar{W}_{\text{БИНС/СНС/МК}}^{\text{ЖС}} = \bar{W}_{\text{БИНС/СНС/МК}} = \bar{W} \quad (74).$$

Матрица шумов системы $[G]_{\text{П БИНС/СНС/МК}}^{\text{ЖС}}$ будет иметь размерность $(23 + 51) \times 6$ и ее не нулевые элементы будут идентичны (13). Вектор измерений $\bar{Z}_{\text{П БИНС/СНС/МК}}^{\text{ЖС}} = \bar{Z}_{\text{БИНС/СНС/МК}}^{\text{ЖС}}$.

Матрица измерений $[H]_{\text{П БИНС/СНС/МК}}^{\text{ЖС}}$ формируется на основе матрицы $[H]_{\text{БИНС/СНС/МК}}^{\text{ЖС}}$ с учетом включения волнового представления погрешностей определения дальностей и скоростей для “проблемных” НКА (70). Матрица интенсивностей шумов корректора идентична (68). Матрица $[H]_{\text{П БИНС/СНС/МК}}^{\text{ЖС}}$ будет иметь размерность $(23 + 51) \times (2m + 1)$ и вид:

$$[H]_{\text{П БИНС/СНС/МК}}^{\text{ЖС}} = \begin{bmatrix} \{h(\delta\rho_1^w)\} & \{0\}_1 & \vdots & \{0\}_2 & \{0\}_1 \\ \{0\}_2 & \{0\}_1 & \vdots & \{0\}_2 & \{0\}_1 \\ \dots & \dots & \vdots & \dots & \dots \\ \{0\}_2 & \{0\}_1 & \vdots & \{0\}_2 & \{0\}_1 \\ \{0\}_2 & \{0\}_1 & \vdots & \{h(\delta\rho_1^w)\} & \{0\}_1 \\ \{0\}_2 & \{0\}_1 & \vdots & \{0\}_2 & \{0\}_1 \\ \dots & \dots & \vdots & \dots & \dots \\ \{0\}_2 & \{h(\delta\rho_1^w)\} & \vdots & \{0\}_2 & \{0\}_1 \\ \{0\}_2 & \{0\}_1 & \vdots & \{0\}_2 & \{0\}_1 \\ \dots & \dots & \vdots & \dots & \dots \\ \{0\}_2 & \{0\}_1 & \vdots & \{0\}_2 & \{0\}_1 \\ \{0\}_2 & \{0\}_1 & \vdots & \{0\}_2 & \{h(\delta\rho_1^w)\} \\ \{0\}_2 & \{0\}_1 & \vdots & \{0\}_2 & \{0\} \end{bmatrix}, \quad (74)$$

где $\{h(\delta\rho_i^w)\} = \{-1 \quad -t_i \quad -t_i^2\}$; $\{h(\delta\rho_1^w)\} = \{-1 \quad -t_i\}; i \in \overline{1, l}$;

$\{0\}_1 = \{0 \quad 0\}$; $\{0\}_2 = \{0 \quad 0 \quad 0\}$ – нулевые вектор-строки.

Принятая жестко связанная схема построения комплексной системы с использованием волнового представления в описании погрешности определения псевдодальности и псевдоскорости НКА позволяет оценивать погрешности (и, при необходимости, исключать из решения) до $(m - 4)$ НКА одновременно. Это ограничение определяется двумя факторами. Во-первых, минимально количество НКА рабочего созвездия для функционирования фильтра без дополнительных ограничений на траекторию и поведение задающего генератора приёмника равно 4. Во-вторых, одновременная оценка параметров волновых функций для количества НКА, превышающего $(m - 4)$, приведёт к совместной наблюдаемости комбинации элементов вектора состояния вида:

если $(l > m - 4)$ тогда:

1. $\frac{1}{l} \sum_{i=1}^l \delta \rho_i^w$ наблюдается совместно с $\delta \rho_{\Delta\tau}^{CHC}$ (75)
2. $\frac{1}{l} \sum_{i=1}^l \delta \dot{\rho}_i^w$ наблюдается совместно с $\delta \dot{\rho}_{\Delta\tau}^{CHC}$

В случае выполнения условия (75) задача плохо обусловлена:

1. если $(l = m - 3)$ тогда:

$\delta \rho_{\Delta\tau}^{CHC}$ – оценивается совместно с $\frac{1}{l} \sum_{i=1}^l \delta \rho_i^w$, что приводит к ошибке оценки фазы задающего генератора приёмника, проявляющейся в виде некоторого среднего как функции вида $e_{\delta \hat{\rho}_{\Delta\tau}^{CHC}} = f\left(\frac{1}{l} \sum_{i=1}^l \delta \rho_i^w, P_k, Q_{k-1}, R_{k-1}, GDOP_k\right)$;

$\delta \dot{\rho}_{\Delta\tau}^{CHC}$ – оценивается совместно с $\frac{1}{l} \sum_{i=1}^l \delta \dot{\rho}_i^w$, что приводит к ошибке оценки частоты задающего генератора, проявляющейся в виде некоторого среднего как функции вида $e_{\delta \hat{\dot{\rho}}_{\Delta\tau}^{CHC}} = f\left(\frac{1}{l} \sum_{i=1}^l \delta \dot{\rho}_i^w, P_k, Q_{k-1}, R_{k-1}, GDOP_k\right)$.

2. если $(l > m - 3)$ тогда:

Отсутствует оценка параметров вектора состояния $\bar{X}_P^{ЖС}$ БИНС/СНС/МК (рост (76) диагональных элементов матрицы ковариации P_k) - x_1, x_2, x_3, x_4 .

Наличие среднего в ошибках оценок параметров вектора состояния - $\delta \rho_{\Delta\tau}^{CHC}$, $\delta h^{БИНС}$ и $\delta \dot{\rho}_{\Delta\tau}^{CHC}$, $\delta V_H^{БИНС}$ в случае наличия волновых составляющих, соответственно, в кодовых и доплеровских измерениях некоторых НКА рабочего созвездия.

Результаты имитационного моделирования перестраиваемого алгоритма КОИ, подтверждающие (75, 76) приводятся в п.4.2.3 диссертационной работы.

Перед проектированием оценителя с переменной структурой необходимо сделать ряд замечаний:

1. Невозможно изначально включить в расширенный вектор состояния $\bar{X}_P^{ЖС}$ БИНС/СНС/МК коэффициенты волновой составляющей погрешности определения псевдодальностей и псевдоскоростей для всех НКА рабочего созвездия (в общем случае расширить вектор состояния для всех каналов слежения приёмника ГНСС);

2. Минимальное количество НКА, при котором возможно осуществлять функции обнаружения, оценивания погрешностей волновой структуры и их свойств, а также исключения НКА из решения при применении предлагаемого алгоритма равно 5.

3. Алгоритм позволяет одновременно контролировать значения погрешностей и их волновых и статистических свойств для $(m - 4)$ НКА, где m – количество НКА рабочего созвездия.

4. Для реализации алгоритма перестройки структуры фильтра необходимо реализовать функции обнаружения волновой составляющей в псевдодальностях и псевдоскоростях для каждого НКА рабочего созвездия, функции расширения вектора состояния, функции исключения из решения измерений НКА превышающего заданный порог, функции контроля показаний исключенного ранее НКА (взятого на сопровождение) с целью включения его измерений в случае восстановления требуемых точностных характеристик кодового сигнала.

5. Принятая модель волновых погрешностей кодовых измерений допускает смену (в общем случае не обязательно скачкообразную) вида возмущений волновой структуры уже на этапе оценки коэффициентов погрешности в оптимальном фильтре, что потребует перезапуск фильтра для волновых коэффициентов соответствующего НКА. А также потребует включение в состав алгоритма перестраиваемой структуры функции контроля изменения вида волновых возмущений.

6. Алгоритм с перестраиваемой структурой будет являться одновременно алгоритмом оценки погрешностей БИНС, приёмника ГНСС и ядром алгоритма контроля целостности показаний ГНСС по кодовым и доплеровским измерениям.

Обобщенная блок-схема алгоритма фильтра с перестраиваемой структурой оценивания и управления приведена на Рисунке 18.

В блоке номер 1 “Контроль шага псевдодальности и доплеровского сдвига” осуществляется допусковый контроль шага псевдодальности и псевдоскорости.

В блоке номер 2 “Формирование невязок по псевдодальности и псевдоскорости, расчет статистических характеристик невязок” на базе полученных невязок на текущем шаге измерений и массива предыдущих значений невязок рассчитываются статистические характеристики – скользящие среднее (математическое ожидание) и СКО. Предлагается использовать массив из 10 последних значений невязок для измеряемых параметров.

Размерность массива обусловлена выбором минимальной обнаруживаемой алгоритмом контроля скорости нарастания погрешности псевдодалности (0.1 – 2 м/с), точностью инерциальных датчиков, динамикой БПЛА и требованиями к бортовому оборудованию спутниковой навигации.

В блоке номер 3 “Анализ соответствия СКО невязки требуемому диапазону” осуществляется контроль СКО невязки с целью обнаружения и исключения НКА, СКО невязок псевдодалности и псевдоскорости которого превышает заданный порог.



Рисунок 18– Обобщенная блок-схема алгоритма оценивания с перестраиваемой структурой.

В блоке номер 4 “Принятие решения о включение в состав вектора состояния волновых коэффициентов для “проблемных” НКА” осуществляется расчет отношения математического ожидания к СКО невязок для каждого НКА. Нарастание ошибки оценки параметров вектора состояния оценивается по соотношению математического ожидания и среднеквадратического

отклонения невязок. Исходя их ограничений, накладываемых на параметры системы и измерения (38), при оптимальной работе фильтра по окончании переходного процесса невязки являются белым шумом с нулевым математическим ожиданием. Отсюда следует, что чем больше отношение математического ожидания к СКО обновляющей последовательности, тем больше проявляется ошибка оценки ($|M[\bar{X}] - M[\hat{X}]| \rightarrow 0$). Причинами наличия средней составляющей в невязках может являться наличие ошибок вычисления, коррелированность шумов системы и измерений, значительное несоответствие математической модели системы её физической модели, несоответствие шумов измерений Гауссову несмещенному случайному процессу и т.д., либо комбинация нескольких причин. Для рассматриваемой задачи построения перестраиваемого алгоритма комплексирования БИНС, ГНСС и МК наличие среднего в невязках в большинстве случаев может быть вызвано: коррелированность и смещение относительно нуля погрешностей определений псевдодальностей и псевдоскоростей, наличием сбойной информации (отказов) в показаниях инерциальных датчиков БИНС и/или МК, и другими факторами [32].

Как уже отмечено, в рассматриваемом варианте построения перестраиваемого алгоритма используется предположение, что наличие среднего в невязках вызвано отличием от несмещенного Гауссова закона распределения погрешностей определения псевдодальностей и псевдоскоростей. Однако предлагаемую методику построения адаптивного алгоритма можно применять и для контроля показаний (работоспособности) БИНС и МК.

Таким образом, входной переменной для принятия решения о расширении вектора состояния системы волновыми коэффициентами погрешностей определения дальности и доплеровского сдвига для каждого НКА будет являться отношение (77).

$$\text{Если } \left\{ \frac{|M[\rho_i^{\text{БИНС}}(j) - \rho_i^{\text{СНС}}(j)]|}{\text{СКО}[\rho_i^{\text{БИНС}}(j) - \rho_i^{\text{СНС}}(j)]} \geq d1 \right\} \text{ или } \{ |M[\dot{\rho}_i^{\text{БИНС}}(j) - \dot{\rho}_i^{\text{СНС}}(j)]| \geq d2 \},$$

$$\text{тогда } \{ \delta\rho_i^w \text{ и } \delta\dot{\rho}_i^w \text{ включаются в } \bar{X}_P^{\text{ЖС}} \text{ БИНС/СНС/МК} \},$$

где i - номер НКА рабочего созвездия ГНСС;

(77)

j - номер невязки в массиве, $j \in \overline{1, q}$;

q – размерность массива последних значений невязок, $q = 10$;

$d1$ - порог принятия решения по псевдодальности, $d1 = 5.0$;

$d2$ - порог принятия решения по скорости изменения псевдодальности, $d2 = 1.0$.

В блоке номер 5 “Принятие решения о включении в состав вектора измерений НКА, находящихся на “сопровождении”, на основе расчета отношения скользящих математического ожидания и СКО невязок на базе правил (78) принимается решение о включении в состав

вектора $\bar{Z}_{\text{БИНС/СНС/МК}}^{\text{ЖС}}$ измерений от НКА взятых на “сопровождение”. Это могут быть, в том числе, НКА ранее исключенные из рабочего созвездия.

$$\text{Если } \left\{ \frac{|M[\rho_i^{\text{БИНС}}(j) - \rho_i^{\text{СНС}}(j)]|}{\text{СКО}[\rho_i^{\text{БИНС}}(j) - \rho_i^{\text{СНС}}(j)]} < d1 \right\} \text{ и } \{|M[\dot{\rho}_i^{\text{БИНС}}(j) - \dot{\rho}_i^{\text{СНС}}(j)]| < d2\}$$

тогда $\{\delta\rho_i^w \text{ и } \delta\dot{\rho}_i^w \text{ включаются в } \bar{X}_{\text{БИНС/СНС/МК}}^{\text{ЖС}}\}$,

где i - номер НКА рабочего созвездия ГНСС;

j - номер невязки в массиве, $j \in \overline{1, q}$;

q – размерность массива последних значений невязок, $q = 10$;

$d1$ - порог принятия решения по псевдодальности, $d1 = 5.0$

$d2$ - порог принятия решения по скорости изменения псевдодальности, $d2 = 1.0$

В блоке номер 6 “Формирование оценки вектора состояния на базе жесткосвязанной схемы комплексирования” реализуется алгоритм комплексной обработки информации на базе жесткосвязанной схемы комплексирования с учётом расширенного вектора состояния $\bar{X}_{\text{БИНС/СНС/МК}}^{\text{ЖС}}$.

Отдельно следует остановиться на принципах адаптации оптимального фильтра - управления элементами матрицы ковариации - в моменты расширения или уменьшения вектора состояния и в моменты перезапуска фильтра по параметрам волновых функций.

В случае принятия решения о расширения вектора состояния необходимо расширить матрицу ковариации R_k (3.1.8) за счет включения дополнительных строк и столбцов, описывающих прогноз неопределенности ошибки оценки параметров волнового описания погрешностей определения дальности и радиальной скорости НКА (3.4.1). Расширение матрицы ковариации для i -го НКА рабочего созвездия будет иметь вид (79)

В случае исключения из массива “проблемных” НКА в силу:

- принятия решения о формирования признака отказа для i -го НКА рабочего созвездия в виду превышения порога срабатывания сигнализации контроля измерений дальности или радиальной скорости;

- принятия решения о соответствии статистических характеристик невязок дальности и радиальной скорости i -го НКА рабочего созвездия требуемому диапазону;

- ухода i -го НКА из области рабочего созвездия и т.д.

необходимо исключить из вектора состояния волновые коэффициенты для соответствующего НКА, а также исключить строки и столбцы матрицы ковариаций по правилу (80).

$$l_k = l_{k/k-1} + 1$$

$$[P_P^{ЖС}]_k = \begin{bmatrix} [P_{23,23}^{ЖС}]_k & [P_{23,23+5}^w]_k & \vdots & [0] & \vdots & [P_{23,23+5l}^w]_k \\ [P_{23+5,23}^w]_k & [P_{23+5,23+5}^w]_k & \vdots & [0] & \vdots & [P_{23+5,23+5l}^w]_k \\ \dots & \dots & \ddots & \vdots & \vdots & \dots \\ [0] & [0] & \dots & [P_{23+5j,23+5j}^w]_0 & \vdots & [0] \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \ddots & \dots \\ [P_{23+5l,23}^w]_k & [P_{23+5l,23+5}^w]_k & \vdots & [0] & \vdots & [P_{23+5l,23+5l}^w]_k \end{bmatrix},$$

где j – номер включаемого в массив “проблемных” ($j \in \overline{1, l}$) i -го НКА рабочего созвездия;

$[0]$ - квадратные нулевые матрицы размерностью 5×5 ;

$[P_{23+5j,23+5j}^w]_0$ – начальная матрица ковариации для ошибок оценок волновых коэффициентов i -го НКА рабочего созвездия;

$$[P_{23+5j,23+5j}^w]_0 = \begin{bmatrix} \sigma_{e_{\Delta\hat{\rho}_i}}^2 & \dots & 0 \\ & \sigma_{e_{\hat{a}_i}}^2 & & \\ \vdots & & \sigma_{e_{\hat{b}_i}}^2 & \vdots \\ & & & \sigma_{e_{\Delta\hat{\rho}_i}}^2 \\ 0 & \dots & & \sigma_{e_{\hat{c}_i}}^2 \end{bmatrix}, \quad (79)$$

где $e_{\Delta\hat{\rho}_i}, e_{\Delta\hat{\rho}_i}, e_{\hat{a}_i}, e_{\hat{b}_i}, e_{\hat{c}_i}$ - ошибки оценки $\Delta\hat{\rho}_i, \Delta\hat{\rho}_i, \hat{a}_i, \hat{b}_i, \hat{c}_i$, соответственно;

При выборе начального значения σ (СКО ошибок оценок можно) можно опираться на расчетные значения скользящих средних невязок для i -го НКА:

$$\sigma_{e_{\Delta\hat{\rho}_i}} = M[\rho_i^{\text{БИНС}} - \rho_i^{\text{ЧНС}}], \sigma_{e_{\Delta\hat{\rho}_i}} = M[\dot{\rho}_i^{\text{БИНС}} - \dot{\rho}_i^{\text{ЧНС}}], \sigma_{e_{\hat{a}_i}} = \frac{1}{2} M[\rho_i^{\text{БИНС}} - \rho_i^{\text{ЧНС}}],$$

$$\sigma_{e_{\hat{b}_i}} = \frac{1}{4} M[\rho_i^{\text{БИНС}} - \rho_i^{\text{ЧНС}}], \sigma_{e_{\hat{c}_i}} = \frac{1}{2} M[\dot{\rho}_i^{\text{БИНС}} - \dot{\rho}_i^{\text{ЧНС}}]$$

$$[P_P^{ЖС}]_k = \begin{bmatrix} [P_{23,23}^{ЖС}]_k & [P_{23,23+5}^w]_k & \vdots & [P_{23,23+5j}^w]_k & \vdots & [P_{23,23+5l}^w]_k \\ [P_{23+5,23}^w]_k & [P_{23+5,23+5}^w]_k & \vdots & [P_{23+5,23+5j}^w]_k & \vdots & [P_{23+5,23+5l}^w]_k \\ \dots & \dots & \ddots & \vdots & \vdots & \dots \\ [P_{23+5j,23}^w]_k & [P_{23+5j,23+5}^w]_k & \dots & [P_{23+5j,23+5j}^w]_0 & \vdots & [P_{23+5j,23+5l}^w]_k \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \ddots & \dots \\ [P_{23+5l,23}^w]_k & [P_{23+5l,23+5}^w]_k & \vdots & [P_{23+5l,23+5j}^w]_k & \vdots & [P_{23+5l,23+5l}^w]_k \end{bmatrix}, \quad (80)$$

где j – номер исключаемого из массива “проблемных” ($j \in \overline{1, l}$) i -го НКА рабочего созвездия;

$$l_k = l_{k/k-1} - 1.$$

Таким образом, приведённые соотношения и правила представляют собой оценитель на базе жёстко связанной схемы комплексирования с переменной структурой на базе статистических характеристик невязок.

Выводы по главе 3

1. Разработан алгоритм комплексной обработки информации на базе оптимального фильтра Калмана, реализующий замкнутую слабосвязанную схему комплексирования измерений БИНС, ГНСС приёмника и МК для БНК БПЛА.
2. Разработан оценитель, реализующий жёсткосвязанную схему комплексирования на базе оптимального фильтра Калмана и измерений БИНС, ГНСС приёмника и МК для БНК БПЛА.
3. Разработан оценитель с переменной структурой на базе жёсткосвязанной схемы с использованием волнового и статистического подходов при описании шумов погрешностей определения псевдодальностей и псевдоскоростей.
4. На базе разработанного оценителя переменной структуры предложена методика построения ядра алгоритма контроля целостности навигационного обеспечения БПЛА.

Глава 4. Исследование характеристик разработанных алгоритмов

Исследование характеристик разработанных алгоритмов осуществляется поэтапно для каждой из предложенных схем комплексирования:

- имитационное моделирование;
- стендовые испытания;
- полунатурные испытания на автотранспорте;
- лётные испытания (мотодельтаплан, "летающая лаборатория", непосредственно в составе КБО БПЛА).

Использованный подход позволяет снизить возможность возникновения недочётов при проектировании алгоритмического, программного и аппаратного обеспечения БНК, что в конечном итоге даёт уменьшение стоимости разработки и изделия в целом. Также обеспечивается возможность сравнения характеристик предложенных схем комплексирования на всех этапах.

4.1 Методика и программно-математическое обеспечение имитационного моделирования

Теоретическое исследование потенциальной точности жесткосвязанной схемы (пп.3.3-3.4) в сравнении со слабосвязанной схемой комплексирования (п.3.2) базируется на исследовании свойств уравнения динамики дисперсии ошибки оценки линейного оптимального фильтра $\dot{P}(t)$ (40). Ввиду сложности нахождения аналитического решения уравнения Риккати для предложенных в работе схем комплексирования исследование свойств проводилось с использованием методов численного интегрирования дискретных уравнений (42). С этой целью была разработана методика имитационного моделирования, включающая в себя моделирование:

- сложной траектории движения БПЛА;
- алгоритмов работы БИНС с учетом инструментальных погрешностей инерциальных датчиков и погрешностей начальной выставки;
- траектории движения НКА ГНСС на базе альманахов ГЛОНАСС и GPS;
- измерений псевдодальностей и псевдоскоростей приёмником ГНСС с учетом модели ошибок, включающей в себя тропосферные и ионосферные задержки, ошибки многолучевого

приёма, погрешности опорного генератора приёмника ГНСС и дополнительных погрешностей определения псевдодальностей и псевдоскоростей волновой структуры;

- навигационного решения приёмником ГНСС;
- работы магнитного компаса;
- слабосвязанной и жесткосвязанной схем комплексирования.

На базе предложенной методики моделирования было разработано программно-математическое обеспечение (ПМО), позволяющие провести ковариационный анализ и анализ точности оценивания для рассматриваемых схем комплексирования в зависимости от:

- траектории движения БПЛА;
- характеристик инерциальных датчиков;
- начальных погрешностей алгоритмов БИНС;
- количества НКА “рабочего созвездия” ГНСС;
- принятых моделей погрешностей измерения псевдодальностей и псевдоскоростей;
- частот решения навигационных задач БИНС и ГНСС;
- частот решения задач алгоритмов КОИ.

Укрупненная блок-схема ПМО имитационного моделирования алгоритмов КОИ показана на Рисунке 19.

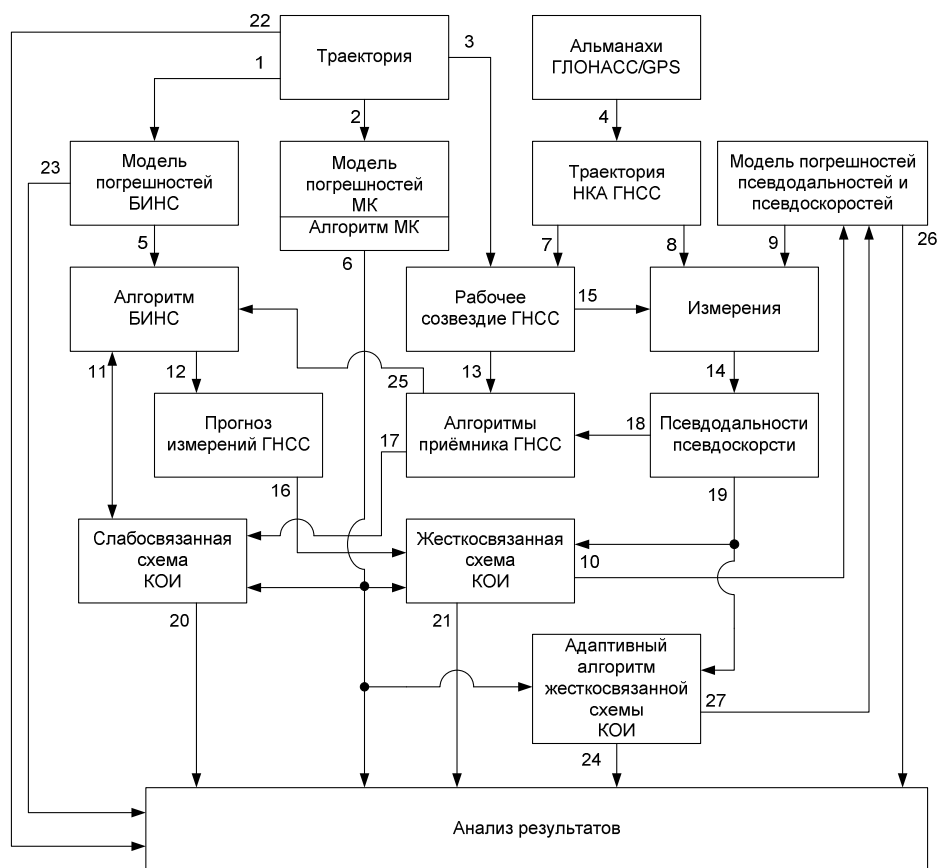


Рисунок 19 – Укрупненная блок-схема ПМО имитационного моделирования

ПМО имитационного моделирования включает в себя следующие блоки (модули):

- **Траектория.** В этом модуле на основе выбранного вида траектории и начальных значений формируются значения параметров ориентации и навигации, проекций кажущего ускорения и абсолютной угловой скорости вращения, время и дата;

- **Альманахи ГЛОНАСС/GPS** - модуль позволяет считывать данные альманахов созвездия ГНСС;

- Модули **Модель погрешностей БИНС, Модель погрешности МК, Модель погрешностей псевдодальностей и псевдоскоростей** содержат модели погрешностей измерений соответствующих датчиков;

- Модуль **Алгоритм МК** реализует алгоритмы МК;

- Модуль **Траектория НКА ГЛОНАСС** - на базе траектории и альманахов ГНСС формируются траектории НКА;

- В модуле **Рабочие созвездия ГНСС** формируется видимое созвездие НКА;

- Модуль **Измерения** формирует модельные значения дальностей и радиальных скоростей для НКА ГНСС рабочего созвездия;

- В модуле **Псевдодальности и псевдоскорости** модельные значения дальностей и радиальных скоростей возмущаются погрешностями по принятой модели;

- Модуль **Алгоритмы приёмника ГНСС** реализует навигационный алгоритм и вспомогательные алгоритмы;

- **Прогноз измерений ГНСС** формирует прогнозируемые дальности и радиальные скорости для НКА рабочего созвездия на базе координат и скоростей БИНС.

- Модули **КОИ** реализуют соответствующие алгоритмы оптимальной обработки информации.

- Модуль **Анализ результатов** позволяет построить графики зависимостей параметров моделирования от времени.

4.1.1 Моделирование траектории движения, а также параметров ориентации и навигации

В связи необходимостью исследования характеристик алгоритмического обеспечения на различных траекториях в программном комплексе (ПК) имитационного моделирования реализовано несколько вариантов траектории движения летательного аппарата как материальной точки:

- стоянка на месте;

- полет по промежуточным пунктам маршрута (ППМ) с изменением высоты (включая заход на посадку по глиссаде) (Рисунок 21);

- полет “змейка” (Рисунок 20).

Каждый из реализованных вариантов траектории имеет свойственную ему специфику расчета траекторных параметров. В качестве базового алгоритма моделирования траекторных параметров используется полет по ППМ с изменением высоты. Моделирование остальных видов базируется на описанном ниже алгоритме с дополнительными ограничениями.

Начальными параметрами, необходимыми для моделирования полёта по ППМ с изменением высоты по линиям заданного пути (ЛЗП) маршрута, являются:

- начальное время (UTC) и дата имитационного моделирования (задается только для начальной точки маршрута);

- широта φ_0 , долгота λ_0 и высота h_0 начальной точки маршрута;

- широта φ_K и λ_K долгота конечной точки ЛЗП;

- горизонтальная проекция путевой скорости ЛЗП, вертикальная скорость V_H , скорости изменения путевой $\frac{dV}{dt}$ и вертикальной $\frac{dV_H}{dt}$ скоростей;

- угол крена координированного разворота γ , скорость изменения угла крена координированного разворота $\frac{d\gamma}{dt}$;

- угол тангажа ν , шаг моделирования траектории ΔT , угол наклона глиссады θ .

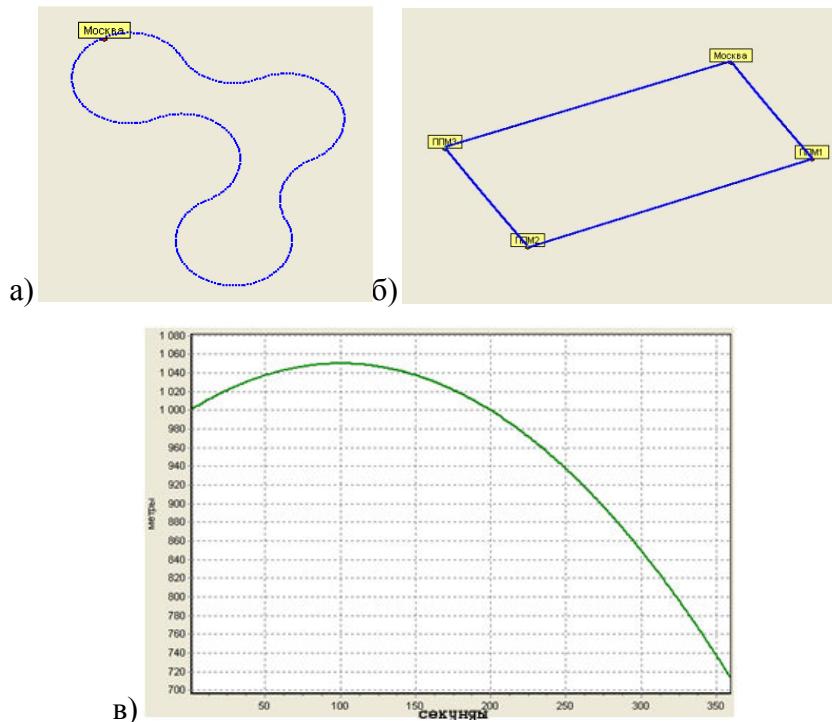


Рисунок 20 – Пример реализации траектория вида “змейка”(а) и “полёт по ППМ”(б), и вертикального профиля траектории (в).

На траекторию накладываются следующие ограничения:

- угол крена при движении вдоль ЛЗП равен нулю;
- угол тангажа не изменяется вдоль всего маршрута;
- переход между ЛЗП выполняется с использованием координированного разворота.

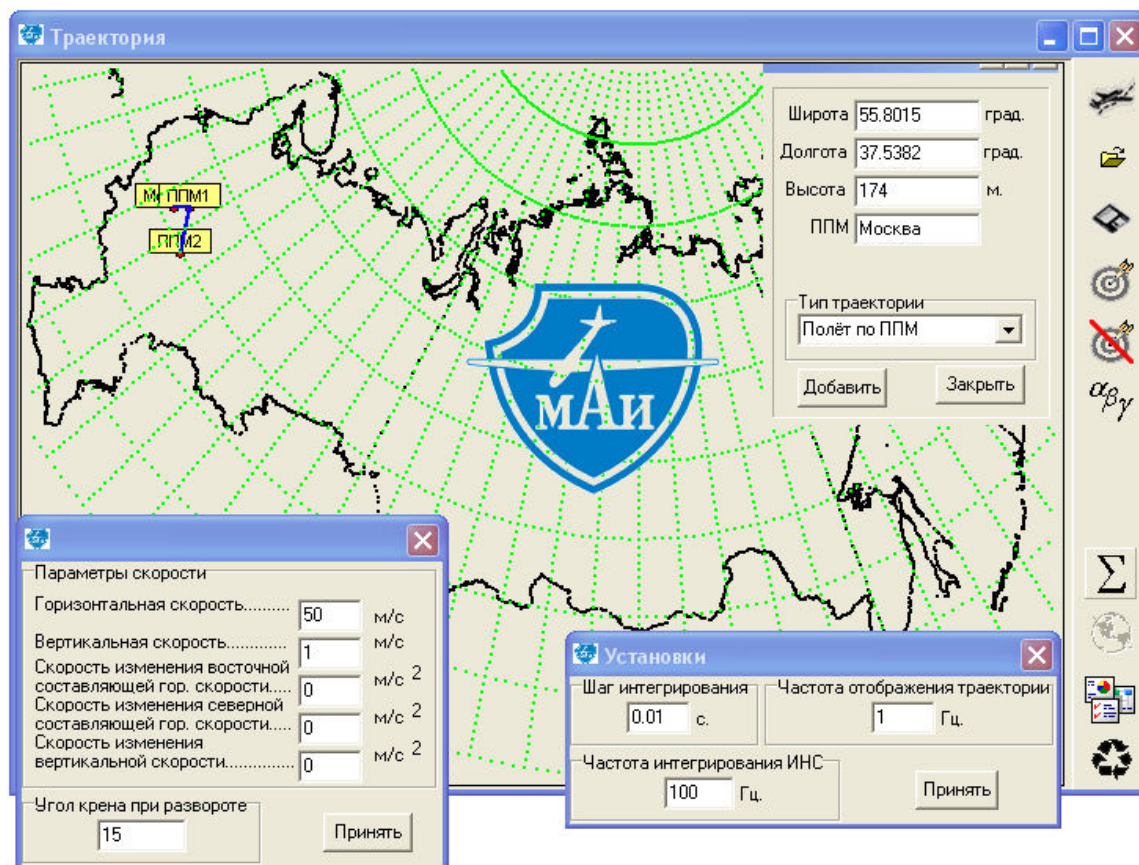


Рисунок 21 – Диалоговые окна ввода траекторных параметров.

Для реализации траектории "Полёт по ППМ" особое внимание уделяется определению начального значения угла истинного курса. Движение БПЛА рассматривается, как движение материальной точки в пространстве, начальный угол курса определяется решением обратной геодезической задачи [68].

Для расчета горизонтальных проекций путевой скорости и ускорений в горизонтной ориентированной по сторонам света системе координат используются соотношения [4,34,39]:

$$\begin{aligned}
 V_E &= V \cdot \cos(\psi), V_N = V \cdot \sin(\psi), \frac{dV_E}{dt} = \frac{dV}{dt} \cdot \cos(\psi), \frac{dV_N}{dt} = \frac{dV}{dt} \cdot \sin(\psi), \\
 n_E &= \frac{dV_E}{dt} - (\Omega'_H + 2 \cdot u_H) \cdot V_N + (\Omega'_N + 2 \cdot u_N) \cdot V_H, \\
 n_N &= \frac{dV_N}{dt} + (\Omega'_H + 2 \cdot u_H) \cdot V_E - \Omega'_E \cdot V_H - g_y, \\
 n_H &= \frac{dV_H}{dt} - (\Omega'_N + 2 \cdot u_N) \cdot V_E + \Omega'_E \cdot V_N - g_z,
 \end{aligned} \tag{81}$$

где n_E, n_N, n_H - кажущиеся ускорения в географической системе координат; g_Y, g_Z - проекции ускорения силы тяжести; $\Omega'_N, \Omega'_E, \Omega'_H$ - относительные угловые скорости вращения; u_N, u_H - проекции угловой скорости вращения Земли; V_E, V_N, V_H - проекции скорости движения ЛА на восточную, северную и вертикальную оси географической системы координат, соответственно.

Алгоритм вычисления проекций ускорения силы тяжести Земли можно представить в следующем виде(с точностью до величин порядка e^4):

$$\begin{aligned} g_0 &= g_e \cdot [1 + \beta \cdot \sin^2(\varphi) + \beta_1 \cdot \sin^2(2\varphi)], \\ g_y &= g_0 \cdot \sin(2\varphi) \cdot \frac{h}{a} \cdot \left(\frac{e^2}{a} - 2 \cdot q\right), \\ g_z &= g_0 + \frac{h}{a} \cdot \left(\frac{3 \cdot h}{a} - 2 \cdot q \cdot g_e \cdot \cos^2(\varphi) + e^2 \cdot (3 \cdot \sin^2(\varphi) - 1) - q \cdot (1 + 6 \cdot \sin 2\varphi), \right. \end{aligned} \quad (82)$$

где q – отношение центробежной силы, возникающей вследствие вращения Земли, к силе тяжести на экваторе ($q=0,00346775$); g_e – ускорение силы тяжести на экваторе ($g_e=9.78049$), $\beta=0,0053171$, $\beta_1=71 \cdot 10^{-7}$.

Относительные угловые скорости вращения рассчитываются следующим образом:

$$\Omega'_E = \frac{-V_N}{\rho_1}, \quad \Omega'_N = \frac{V_E}{\rho_2}, \quad \Omega'_H = \frac{V_E}{\rho_2} \cdot \operatorname{tg}(\varphi), \quad (83)$$

где ρ_1, ρ_2 – радиусы кривизны соответственно меридионального и перпендикулярного ему сечений, которые могут быть вычислены как:

$$\rho_1 = \frac{a \cdot (1 - e^2)}{\sqrt{(1 - e^2 \cdot \sin^2(\varphi))^3}} + h; \quad \rho_2 = \frac{a}{\sqrt{(1 - e^2 \cdot \sin^2(\varphi))}} + h \quad (84)$$

Абсолютные угловые скорости вращения БПЛА можно рассчитываются следующим образом:

$$\Omega_E = \Omega'_E, \quad \Omega_N = \Omega'_N + u_N, \quad \Omega_H = \Omega'_H + u_H, \quad (85)$$

где u_N, u_H – проекции угловой скорости вращения Земли в проекциях на географический трехгранник:

$$u_N = u \cdot \cos(\varphi); \quad u_H = u \cdot \sin(\varphi) \quad (86)$$

По полученным идеальным значениям кажущегося ускорения необходимо сформировать показания акселерометров. С этой целью осуществляется их пересчет к связанным осям. Для пересчета идеальных значений ускорения и угловых скоростей из географической системы

координат в связанную систему координат используется матрица связи $[C_{\text{Гор}}^{\text{CB}}]$, которая представляется в виде:

$$\begin{aligned}
 [C_{\text{Гор}}^{\text{CB}}]_{1,1} &= -\sin(\psi) \cdot \cos(\vartheta), \\
 [C_{\text{Гор}}^{\text{CB}}]_{1,2} &= \sin(\psi) \cdot \sin(\vartheta) \cdot \cos(\gamma) + \cos(\psi) \cdot \sin(\gamma) \\
 [C_{\text{Гор}}^{\text{CB}}]_{1,3} &= -\sin(\psi) \cdot \sin(\vartheta) \cdot \sin(\gamma) + \cos(\psi) \cdot \cos(\gamma) \\
 [C_{\text{Гор}}^{\text{CB}}]_{2,1} &= \cos(\psi) \cdot \cos(\vartheta) \\
 [C_{\text{Гор}}^{\text{CB}}]_{2,2} &= -\cos(\psi) \cdot \sin(\vartheta) \cdot \cos(\gamma) + \sin(\psi) \cdot \sin(\gamma) \\
 [C_{\text{Гор}}^{\text{CB}}]_{2,3} &= \cos(\psi) \cdot \sin(\vartheta) \cdot \sin(\gamma) + \sin(\psi) \cdot \cos(\gamma) \\
 [C_{\text{Гор}}^{\text{CB}}]_{3,1} &= \sin(\vartheta) \\
 [C_{\text{Гор}}^{\text{CB}}]_{3,2} &= \cos(\vartheta) \cdot \cos(\gamma) \\
 [C_{\text{Гор}}^{\text{CB}}]_{3,3} &= -\cos(\vartheta) \cdot \sin(\gamma)
 \end{aligned} \tag{87}$$

Пересчёт идеальных показаний акселерометров - $n_1^{\text{ид}}, n_2^{\text{ид}}, n_3^{\text{ид}}$ и ДУС - $\Omega_1^{\text{ид}}, \Omega_2^{\text{ид}}, \Omega_3^{\text{ид}}$ из географической в связанную систему координат, осуществляется следующим образом:

$$\begin{bmatrix} n_1^{\text{ид}} \\ n_2^{\text{ид}} \\ n_3^{\text{ид}} \end{bmatrix} = [C_{\text{Гор}}^{\text{CB}}]^T \cdot \begin{bmatrix} n_E \\ n_N \\ n_H \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} \Omega_1^{\text{ид}} \\ \Omega_2^{\text{ид}} \\ \Omega_3^{\text{ид}} \end{bmatrix} = [C_{\text{Гор}}^{\text{CB}}]^T \cdot \begin{bmatrix} \Omega_E \\ \Omega_N \\ \Omega_H \end{bmatrix} \tag{88}$$

Текущие значения идеальных координат и скоростей в географической системе координат, необходимых для следующего шага моделирования, находятся путем численного интегрирования. Приращения координат при этом определяются соотношением:

$$\frac{d\lambda}{dt} = \frac{\Omega'_N}{\cos(\varphi)}, \frac{d\varphi}{dt} = -\Omega'_E, \frac{dh}{dt} = V_H \tag{89}$$

Соотношения (81) - (89) позволяют получить модельные значения измеряемых и определяемых БНК параметров.

4.1.2 Имитационное моделирование измерений БИНС, ГНСС и МК.

На базе полученных модельных значений параметров ориентации и навигации с использованием моделей погрешностей БИНС, ГНСС и МК формируются измерения инерциальных датчиков, магниторезистивного датчика, псевдодальности и псевдоскорости для НКА рабочего созвездия. Измерения инерциальных датчиков n_1, n_2, n_3 и $\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3$ приняты в виде:

$$\begin{aligned} n_1 &= n_1^{\text{МОД}} + \delta n_1, & n_2 &= n_2^{\text{МОД}} + \delta n_2, & n_3 &= n_3^{\text{МОД}} + \delta n_3, \\ \Omega_1 &= \Omega_1^{\text{МОД}} + \delta \Omega_1, & \Omega_2 &= \Omega_2^{\text{МОД}} + \delta \Omega_2, & \Omega_3 &= \Omega_3^{\text{МОД}} + \delta \Omega_3, \end{aligned} \quad (90)$$

где $\delta n_1, \delta n_2, \delta n_3, \delta \Omega_1, \delta \Omega_2, \delta \Omega_3$ - возмущения кажущегося ускорения и угловых скоростей в связанной системе координат, рассчитываемые по принятым моделям погрешностей (2).

Таким же образом формируются измерения проекций напряженности магнитного поля H_1, H_2, H_3 в связанной с БНК системой координат (91) и измерения псевдодальностей ρ_i и псевдоскоростей $\dot{\rho}_i$ для i -го НКА рабочего созвездия (92).

$$H_1 = H_1^{\text{МОД}} + \delta H_1; \quad H_2 = H_2^{\text{МОД}} + \delta H_2; \quad H_3 = H_3^{\text{МОД}} + \delta H_3, \quad (91)$$

где $\delta H_1, \delta H_2, \delta H_3$ - возмущения в измерениях напряженности магнитного поля Земли, сформированные по принятой модели погрешностей;

$H_1^{\text{МОД}}, H_2^{\text{МОД}}, H_3^{\text{МОД}}$ - модельные значения проекций вектора напряженности магнитного поля Земли на оси БНК.

$$\rho_i = \rho_i^{\text{МОД}} + \delta \rho_i + \delta \rho_i^w; \quad \dot{\rho}_i = \dot{\rho}_i^{\text{МОД}} + \delta \dot{\rho}_i + \delta \dot{\rho}_i^w \quad (92)$$

где $\rho_i^{\text{МОД}}, \dot{\rho}_i^{\text{МОД}}$ - модельные значения дальности и радиальной скорости для i -го НКА; $\delta \rho_i$ и $\delta \dot{\rho}_i$ - возмущения псевдодальности и псевдоскорости для i -го НКА, являющиеся суперпозицией тропосферных и ионосферных задержек, ошибки из-за приёма многолучевого сигнала, погрешности ухода задающего генератора приёмника ГНСС, сформированные исходя из принятой модели погрешностей; $\delta \rho_i^w$ и $\delta \dot{\rho}_i^w$ - волновые составляющие погрешностей определения дальности и радиальной скорости для i -го НКА.

4.1.3 Имитационное моделирование показаний БИНС

Имитационное моделирование показаний БИНС строится на основе алгоритма двухканальной БИНС. Для реализации показаний БИНС в ПМО имитационного моделирования вводятся следующие параметры:

- начальные значения погрешностей широты и долготы;
- начальные значения погрешности определения путевой скорости;
- начальные значения погрешностей углов истинного курса, крена и тангажа;
- выбирается источник информации БИНС о вертикальной скорости и высоте (приёмник ГНСС, РВ, БВ или алгоритм КОИ жестко связанной схемы комплексирования);
- периоды решения задачи ориентации и навигации БИНС;

- выбирается рабочая общеземная система координат (ПЗ90.02, WGS84);
- устанавливается использование обратной связи (коррекции параметров алгоритма БИНС от алгоритмов КОИ);

Измерения инерциальных датчиков синтезируются с использованием принятой модели погрешностей и модельных значений проекций кажущегося ускорения и абсолютной угловой скорости вращения на связанные оси БНК (90).

4.1.4 Имитационное моделирование псевдодальностей, псевдоскоростей и решения навигационной задачи приёмником ГНСС

Для имитационного моделирования измерений приёмника ГНСС – псевдодальностей $\delta\rho_i$ и псевдоскоростей $\delta\dot{\rho}_i$ (92) – требуется сформировать модельные значения дальностей $\rho_i^{\text{мод}}$ и радиальных скоростей $\dot{\rho}_i^{\text{мод}}$ для всех НКА рабочего созвездия ГНСС. Также необходимо реализовать алгоритмы приёмника ГНСС – расчёт координат НКА по данным альманахов, расчёт углов азимута и возвышения НКА, произвести решение навигационной задачи. С этой целью в ПМО реализован модуль, решающий следующие задачи:

- обработка альманахов ГЛОНАСС/GPS;
- расчёт координат и скоростей НКА ГЛОНАСС/GPS на базе альманаха на текущий момент времени;
- расчёт углов возвышения и азимута для всех НКА ГЛОНАСС/GPS;
- определение на базе полученных углов возвышения и угла маскирования НКА рабочего созвездия ГЛОНАСС/GPS;
- формирование дальностей и доплеровского сдвига для НКА рабочего созвездия на базе расчётных значений координат и скоростей НКА, текущих координат и скоростей ЛА;
- формирование псевдодальностей и псевдоскоростей;
- реализацию навигационных алгоритмов приёмника ГНСС и вспомогательных функций [37];
- реализацию обратной связи с целью компенсации погрешностей задающего генератора от алгоритмов КОИ.

На Рисунке 22 приводится окно выбора рабочего созвездия ГНСС, позволяющее:

- выбрать рабочую группировку НКА – ГЛОНАСС, GPS, ГЛОНАСС/GPS.
- включить/выключить в состав рабочего созвездия ГНСС отдельные видимые НКА;

- контролировать траекторию движения видимых НКА точек траектории движения ЛА;
- контролировать геометрические факторы текущего рабочего созвездия;
- выбирать и подгружать файлы данных, содержащие альманахи ГЛОНАСС/GPS;
- вводить параметры модели ионосферной и тропосферной погрешности, параметры ошибки многолучевости и сдвига задающего генератора приёмника ГНСС;
- изменять угол маскирования;
- вводить время и дату начала моделирования;
- вводить частоту решения навигационной задачи (измерения дальностей и скоростей относительно НКА рабочего созвездия);
- задавать число каналов слежения приёмника ГНСС;
- включать/выключать начальную инициализацию.

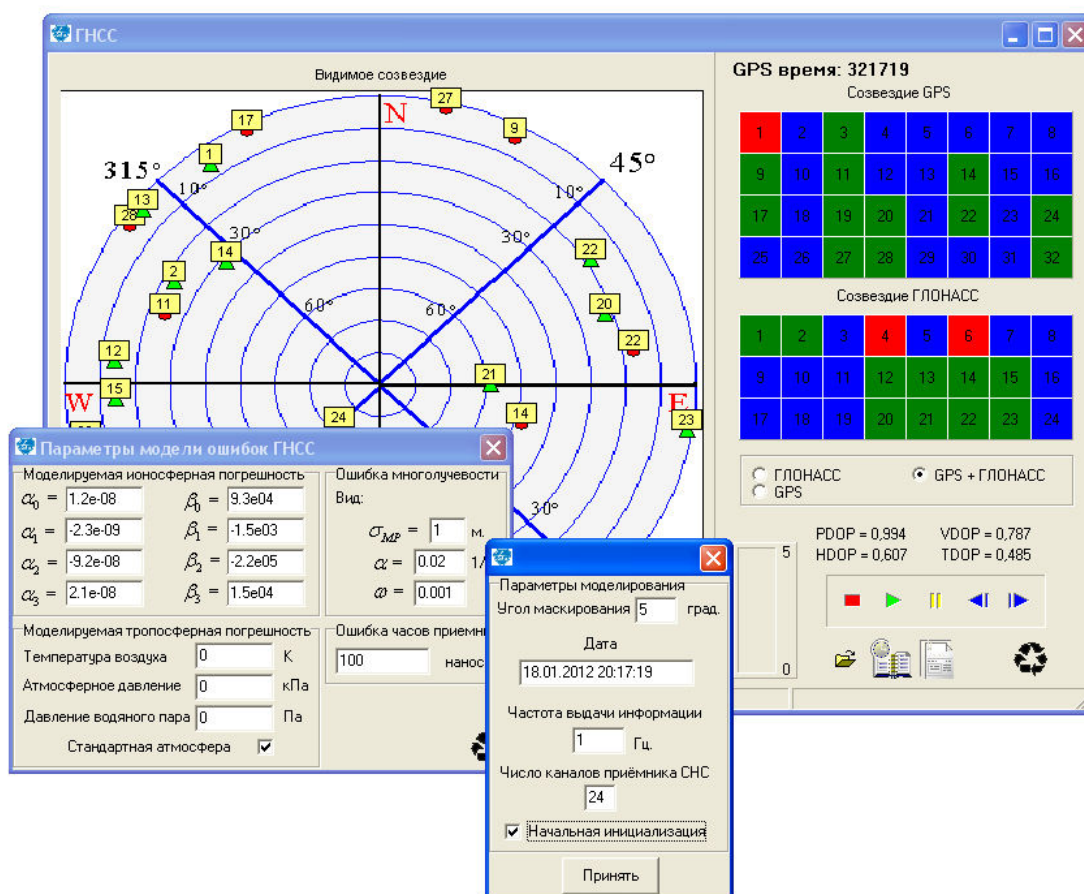


Рисунок 22 – Окно выбора рабочей группировки ГНСС, включения/выключения измерений НКА в состав рабочего созвездия, визуализации текущего видимого созвездия и геометрических факторов, ввода параметров моделирования.

Диалоговое окно также позволяет контролировать изменения следующих параметров:

- ошибок определения долготы и широты навигационными алгоритмами приёмника ГНСС (Рисунок 23а);

- ошибки определения высоты (Рисунок 23б);
- геометрических факторов (Рисунок 23в);
- количества НКА видимого созвездия (Рисунок 23г).

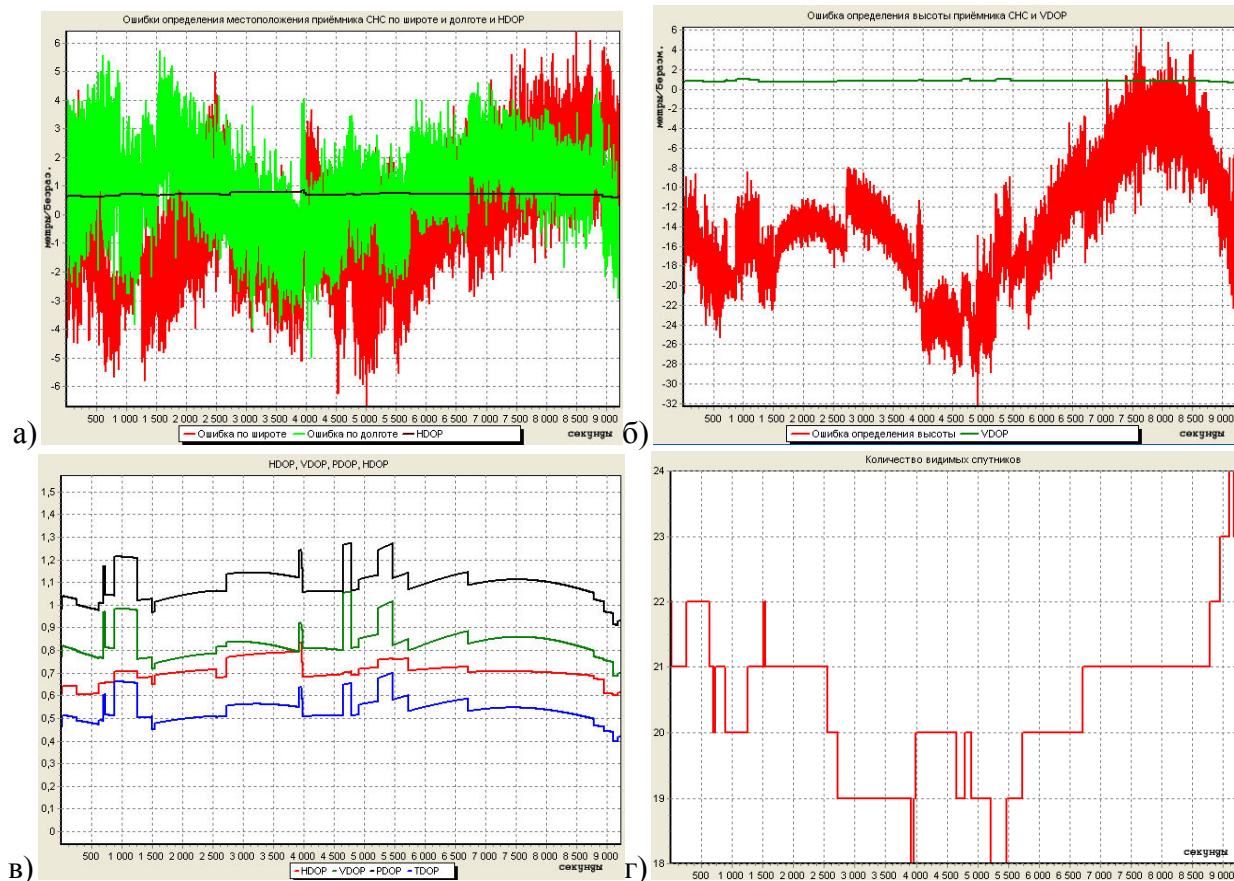


Рисунок 23 – Примеры графиков изменения ошибок определения координат навигационным решением приёмника ГНСС, геометрических факторов, количества НКА видимого созвездия.

4.1.5 Имитационное моделирование показаний МК

Имитационное моделирование показаний МК строится на основе алгоритмов, рассмотренных в п.2.3. Измерения напряженности магниторезистивного датчика МК формируются по принятой модели погрешности датчика и модельного значения модуля напряженности магнитного поля Земли.

4.1.6 Имитационное моделирование слабосвязанной схемы комплексирования БНК

Имитационное моделирование алгоритмов КОИ БНК с использованием измерений БИНС, приёмника ГНСС и МК построенное по слабосвязанной схеме комплексирования основано на алгоритмах, рассмотренных в п.3.2. ПМО позволяет изменять следующие параметры (Рисунок 24):

- начальные значения оценок вектора состояния (3.2.2);
- начальные значения СКО ошибок оценок вектора состояния;
- параметры для формирования интенсивностей шумов инерциальных датчиков и корректоров;
- признаки включения/выключения коррекции по широте, долготе, восточной и северной составляющим путевой скорости от приёмника ГНСС и по углу истинного курса МК;
- признак включения/выключения имитационного моделирования алгоритма КОИ.
- частоту решения задачи экстраполяции значений вектора оценок (37);
- включение/выключение замыкания обратной связи в алгоритмы БИНС (37);
- количество элементов ряда при формировании $\Phi(T)$ и $\Gamma(T)$ (43).

Частота работы ОФК определяется частотой выдачи навигационного решения приёмником ГНСС (см. п.4.1.4). ПМО позволяет построить графики зависимости от времени всех элементов вектора оценок, ошибок оценок и СКО ошибок оценок.

Начальный вектор оценок		Начальные значения СКО ош. оц.	
$\hat{x}_1 = 0$	m	$\sigma_{1,1} = 100$	m
$\hat{x}_2 = 0$	m	$\sigma_{2,2} = 100$	m
$\dot{\hat{x}}_1 = 0$	m/c	$\sigma_{3,3} = 5$	m/c
$\dot{\hat{x}}_2 = 0$	m/c	$\sigma_{4,4} = 5$	m/c
$\hat{\alpha} = 0$	$^\circ$	$\sigma_{5,5} = 1$	$^\circ$
$\hat{\beta} = 0$	$^\circ$	$\sigma_{6,6} = 1$	$^\circ$
$\hat{\gamma} = 0$	$^\circ$	$\sigma_{7,7} = 1$	$^\circ$
$\Delta\hat{\omega}_x = 0$	$^\circ/ч\ ac$	$\sigma_{8,8} = 1$	$^\circ/ч\ ac$
$\Delta\hat{\omega}_y = 0$	$^\circ/ч\ ac$	$\sigma_{9,9} = 1$	$^\circ/ч\ ac$
$\Delta\hat{\omega}_z = 0$	$^\circ/ч\ ac$	$\sigma_{10,10} = 1$	$^\circ/ч\ ac$
$\Delta\hat{R}_{\omega x} = 0$		$\sigma_{11,11} = 0.1$	
$\Delta\hat{R}_{\omega y} = 0$		$\sigma_{12,12} = 0.1$	
$\Delta\hat{R}_{\omega z} = 0$		$\sigma_{13,13} = 0.1$	
$\Delta\hat{r}_x = 0$	m/c^2	$\sigma_{14,14} = 0.02$	m/c^2
$\Delta\hat{r}_y = 0$	m/c^2	$\sigma_{15,15} = 0.02$	m/c^2
$\Delta\hat{r}_z = 0$	m/c^2	$\sigma_{16,16} = 0.02$	m/c^2
$\Delta\hat{R}_{\omega x} = 0$		$\sigma_{17,17} = 0.1$	
$\Delta\hat{R}_{\omega y} = 0$		$\sigma_{18,18} = 0.1$	
$\Delta\hat{R}_{\omega z} = 0$		$\sigma_{19,19} = 0.1$	

Шумы БИНС (НСКО)		ДУС	
$\delta p_x = 0.02$	m/c^2	$\delta \Omega_x = 1$	$^\circ/ч\ ac$
$\delta p_y = 0.02$	m/c^2	$\delta \Omega_y = 1$	$^\circ/ч\ ac$
$\delta p_z = 0.02$	m/c^2	$\delta \Omega_z = 1$	$^\circ/ч\ ac$

Шумы корректоров (НСКО)	
$\sigma_{\delta \lambda} = 5$	m
$\sigma_{\delta \varphi} = 5$	m
$\sigma_{\delta v_E} = 0.1$	m/c
$\sigma_{\delta v_N} = 0.1$	m/c
$\sigma_{\delta \psi_{МК}} = 1$	$^\circ$

Включение коррекции			
$k_{1,1} = 1$	$k_{2,2} = 1$	$k_{3,3} = 1$	$k_{4,4} = 1$
$k_{5,5} = 1$			

Варианты коррекции

Моделирование

Рисунок 24 – Диалоговое окно настройки ОФК слабосвязанной схемы комплексирования.

4.1.7 Имитационное моделирование жестко связанной схемы комплексирования БНК

Имитационное моделирование алгоритмов КОИ с использованием измерений БИНС, приёмника ГНСС и МК, построенное по жестко связанной схеме комплексирования основано на алгоритмах, рассмотренных в п.3.3. ПМО позволяет изменять следующие параметры (Рисунок 25):

- начальные значения оценок вектора состояния (6);
- начальные значения СКО ошибок оценок вектора состояния;
- параметры для формирования интенсивностей шумов инерциальных датчиков и корректоров;
- признак включения/выключения имитационного моделирования алгоритма КОИ.
- частоту решения задачи экстраполяции значений вектора оценок (44);
- включение/выключение замыкания обратной связи в алгоритмы БИНС и ГНСС (44);

Рисунок 25 – Диалоговое окно настройки ОФК жестко связанной схемы комплексирования.

- количество элементов ряда при формировании $\Phi(T)$ и $\Gamma(T)$ (43);

- устанавливать для каждого НКА рабочего созвездия ГНСС временные интервалы наличия (смены) и значения коэффициентов погрешностей определения дальностей и скоростей волновой структуры (70);

- устанавливать коэффициенты $d1$ и $d2$ правил (78);

- устанавливать размерность массива для хранения значений невязок;

- устанавливать количество каналов приёмника ГНСС, используемых при формировании вектора измерений

Частота работы ОФК определяется частотой измерения дальностей и радиальной скорости приёмником ГНСС (см. п.4.1.4). ПМО позволяет построить графики зависимости от времени всех элементов вектора оценок, ошибок оценок и СКО ошибок оценок.

4.2 Анализ результатов имитационного моделирования

Предложенная методика и ПМО имитационного моделирования позволили провести анализ различных вариантов построения схем комплексирования БНК в зависимости от режимов полета, состава и точности датчиков и систем, внешних воздействий, для исследования различных вариантов организации математического и программно-алгоритмического обеспечения комплексов. Что позволило значительно снизить временные и финансовые затраты при разработке малогабаритного бортового навигационно-посадочного комплекса “Трилистник” производства МАИ и линейки навигационных систем “БИСНС-1Т”, “БИСНС-1ТМ” и “БИСНС-2Т” производства компании ЗАО “Транзас Авиация” для БПЛА различных классов.

В рамках предложенного в работе подхода - последовательной реализации нескольких схем комплексирования БНК и их имитационного моделирования с целью сравнения их характеристик - далее проводится анализ результатов моделирования через сравнение слабосвязанной/жесткосвязанной и жесткосвязанной/адаптивной схем комплексирования БНК.

4.2.1 Результаты имитационного моделирования алгоритмов КОИ слабосвязанной и жесткосвязанной схем комплексирования

Для сравнения характеристик алгоритмов КОИ слабосвязанной (п.3.2) и жесткосвязанной (п.3.3) схем комплексирования с использованием разработанного ПМО было проведено имитационное моделирование. Модель движения ЛА, использованная в ПМО, соответствовала среднему моторному БПЛА (“Дозор-100”). Условия и параметры моделирования:

- момент начала моделирования соответствует переходу БНК из режима “Курсовертикаль” в режим “БИНС”, выставка БИНС по координатам и скоростям осуществляется по показаниям приёмника ГНСС, по углу истинного курса, крена и тангажа по показаниям алгоритма курсовертикали. Начальные значения точности определения этих параметров БИНС соответствуют точностям определения параметров приёмника ГНСС и алгоритма курсовертикали;

- траектория движения типа “змейка” (Рисунок 26а), профиль изменения высоты (Рисунок 26б);

- система координат WGS-84;

- частота моделирования идеальных значений параметров ориентации и навигации 400 Гц;

- координаты точки старта $\lambda_0 = E37.5383^\circ$, $\varphi_0 = N56.8015^\circ$, $h_0 = 1000$ м;

- начальное значение путевой скорости $V = 100$ км/ч, начальное значение вертикальной скорости $V_h = 2$ м/с;

- скорость изменения путевой скорости $\frac{dV}{dt} = 0$ м/с², скорость изменения вертикальной скорости $\frac{dV_h}{dt} = -0.005$ м/с²;

- начальное значение угла истинного курса $\psi_0 = 135.0^\circ$, угла крена $\gamma_0 = 0^\circ$, угла тангажа $\vartheta_0 = 2^\circ$;

- максимальный угол крена $|\gamma_{max}| = 15^\circ$; скорость изменения угла крена $|\dot{\gamma}_{max}| = 1^\circ/\text{с}$;

- частота решения задачи ориентации БИНС 100 Гц, навигационной задачи 10 Гц;

- частота измерений инерциальных датчиков составляет 400 Гц;

- численный метод интегрирования алгоритмов БИНС – Рунге-Кутта 4-го порядка;

- частота измерений и навигационного решения приёмника ГНСС 1 Гц;

- рабочие созвездия ГНСС – ГЛОНАСС/GPS;

- количество каналов ГНСС приёмника 12;

- угол маскирования 5° ;
- время и дата начала моделирования 18.01.2014 20:17:19;
- частота выдачи информации об угле истинного курса МК 50 Гц;
- частота ОФК слабосвязанной и жесткосвязанной схем комплексирования 1 Гц;
- постоянные составляющие дрейфов ДУС $\Delta\Omega_X = \Delta\Omega_Y = \Delta\Omega_Z = 5^\circ/\text{час}$;
- ошибки масштабных коэффициентов ДУС $\Delta K_{\Omega_X} = \Delta K_{\Omega_Y} = \Delta K_{\Omega_Z} = 0.01$;
- шумовые составляющие дрейфов ДУС вида несмещенного Гауссовского случайного процесса (1 СКО) $\delta\Omega_X = \delta\Omega_Y = \delta\Omega_Z = 0.25^\circ/\text{час}$;
- постоянные составляющие ошибок акселерометров $\Delta n_X = \Delta n_Y = \Delta n_Z = 0.1 \text{ М}/\text{с}^2$;
- ошибки масштабных коэффициентов акселерометров $\Delta K_{n_X} = \Delta K_{n_Y} = \Delta K_{n_Z} = 0.02$;
- шумовые составляющие ошибок акселерометров вида несмещенного Гауссовского случайного процесса (1 СКО) $\delta n_X = \delta n_Y = \delta n_Z = 0.2 \text{ М}/\text{с}^2$;
- начальные значения ошибки определения долготы и широты БИНС 15 м;
- начальное значение ошибки определения горизонтальных проекций путевой скорости БИНС $= \delta V_N = 0.03 \text{ М}/\text{с}^2$;
- начальное значение ошибок определения углов крена и тангажа БИНС $\delta\gamma = 2.5^\circ$ и $\delta\nu = 2.5^\circ$;
- начальное значение ошибки определения угла истинного курса $\delta\psi = 1^\circ$;
- ошибки измерения дальности и скорости относительно НКА ГНСС соответствуют модели п.2.3, при этом рассматриваются стандартные модели ионосферной и тропосферной погрешностей; ошибки часов приёмника $\Delta\tau^{\text{CHC}} = 100 \text{ нсек}$ и $\Delta\dot{\tau}^{\text{CHC}} = 1 \text{ нсек}/\text{сек}$; параметры ошибки многолучевости - $\sigma_{\delta\rho_{\text{МЛ}}} = 1 \text{ м}$, $\alpha_{\delta\rho_{\text{МЛ}}} = 0.02 \text{ 1}/\text{сек}$, $\omega_{\delta\rho_{\text{МЛ}}} = 0.001 \text{ 1}/\text{сек}$;
- дополнительная волновая составляющая в погрешностях определения дальности и скорости относительно НКА ГНСС отсутствуют;
- модель погрешности МК соответствуют модели п.2.2, параметры модели $\Delta H_1 = \Delta H_2 = \Delta H_3 = 0.01 \|\bar{H}_3\|$; $\Delta K_{H_1} = \Delta K_{H_2} = \Delta K_{H_3} = 0.01$; $\mu_{1,2} = \mu_{1,3} = \mu_{2,1} = \mu_{2,3} = \mu_{3,1} = \mu_{3,2} = 0.025$; $\sigma_{\delta H_1} = \sigma_{\delta H_2} = \sigma_{\delta H_3} = 0.05 \|\bar{H}_3\|$, где \bar{H}_3 – напряженность магнитного поля Земли для текущего местоположения и даты.

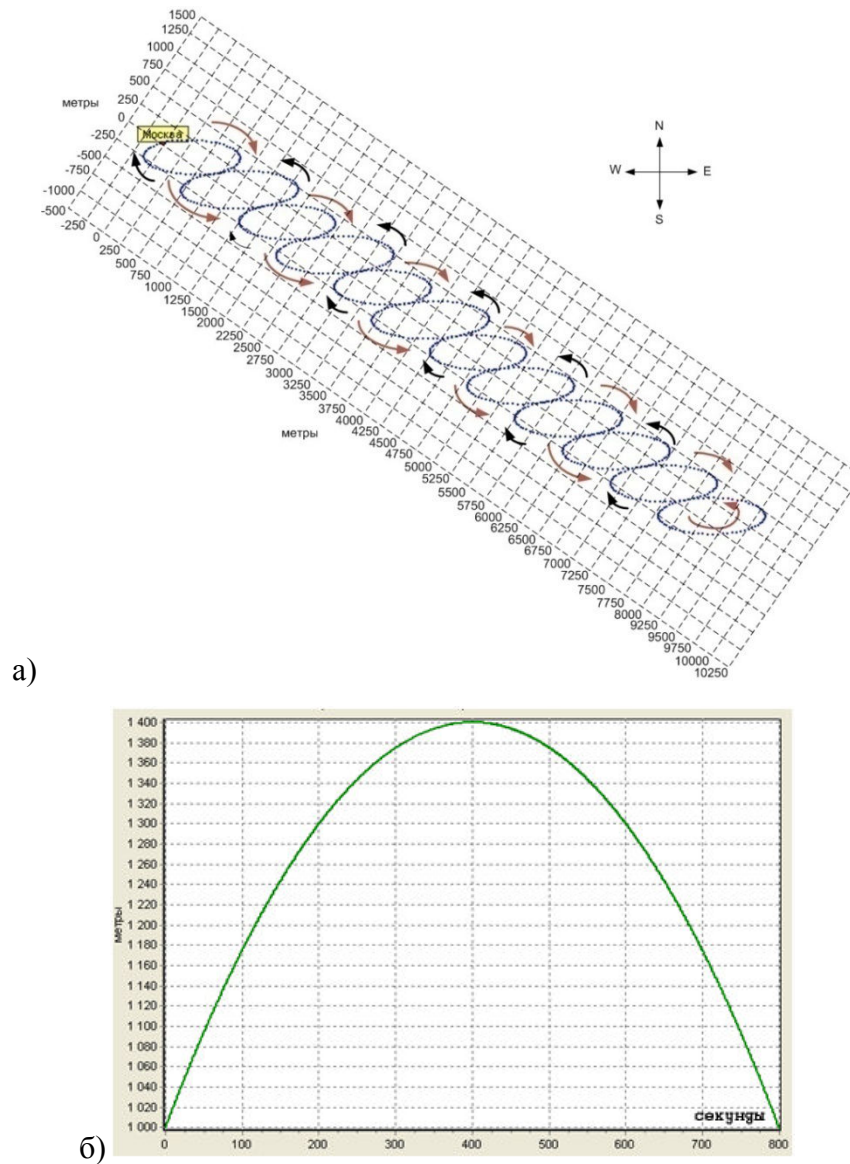


Рисунок 26 – Траектория движения БПЛА “змейка” (а), вертикального профиля траектории (б).

На Рисунке 27 представлены зависимости от времени:

- ошибок определения долготы и широты навигационными алгоритмами приёмника ГНСС и HDOP (Рисунок 27а);
- ошибки определения высоты и VDOP (Рисунок 27б);
- геометрических факторов PDOP, HDOP, VDOP, TDOP (Рисунок 27в);
- количества НКА видимого созвездия (Рисунок 27г).

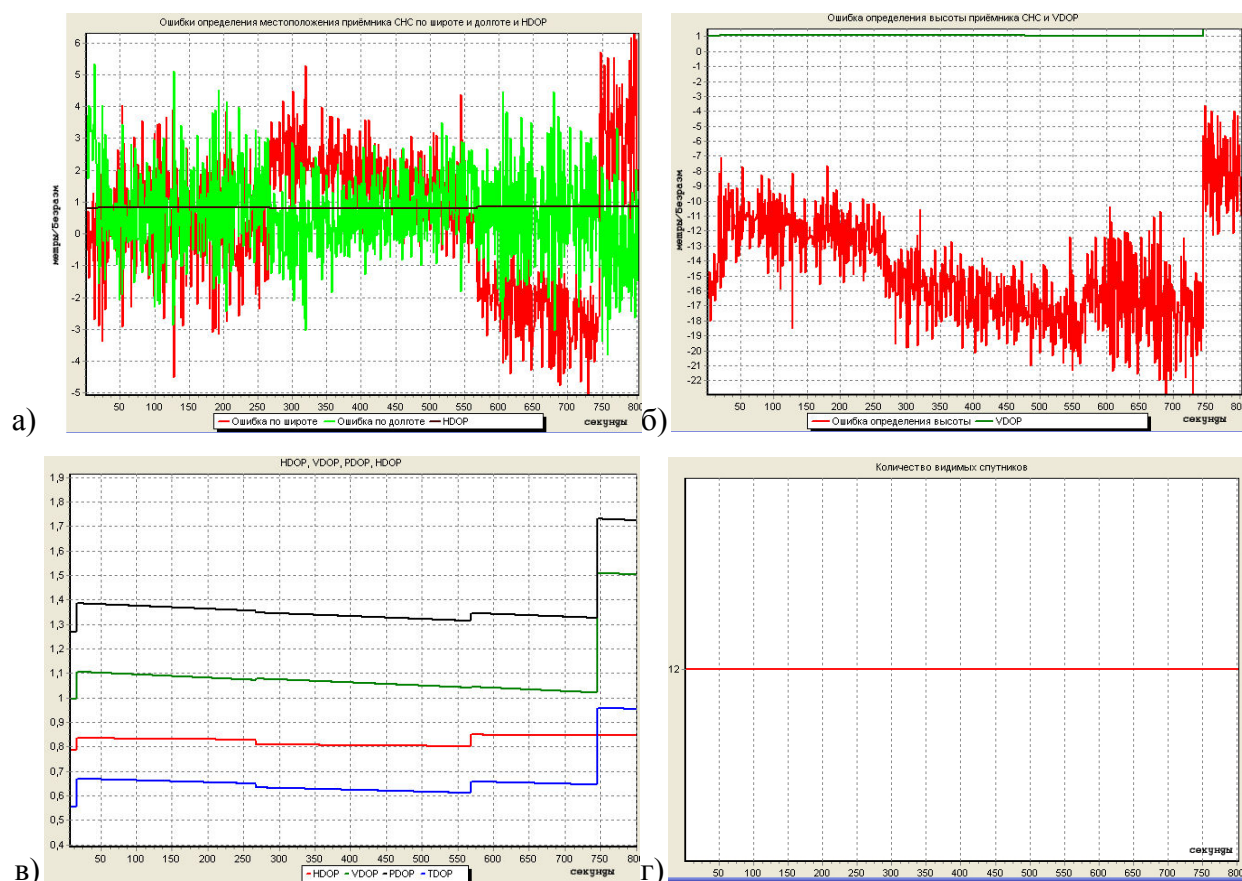
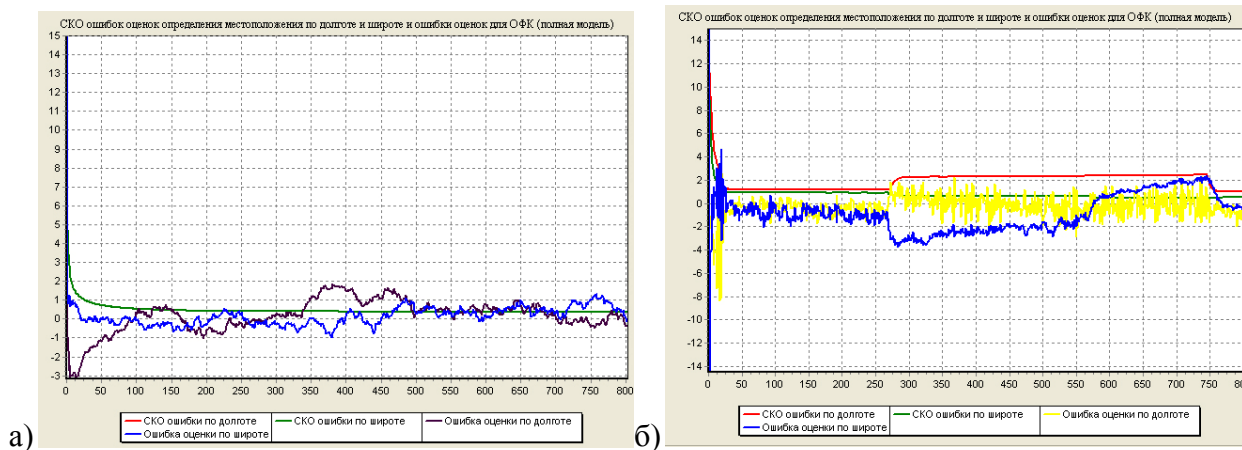


Рисунок 27 – Графики изменения ошибок определения координат на базе навигационного алгоритма приёмника ГНСС, геометрических факторов, количества НКА видимого созвездия.

На Рисунке 28 представлены зависимости от времени:

- ошибок оценки и СКО ошибок оценок погрешностей определения долготы и широты слабосвязанной схемы ОФК БНК (Рисунок 28а); то же в увеличенном масштабе (Рисунок 28в);
- ошибок оценки и СКО ошибок оценок погрешностей определения долготы и широты жесткосвязанной схемы ОФК БНК (Рисунок 28б); то же в увеличенном масштабе (Рисунок 28г).



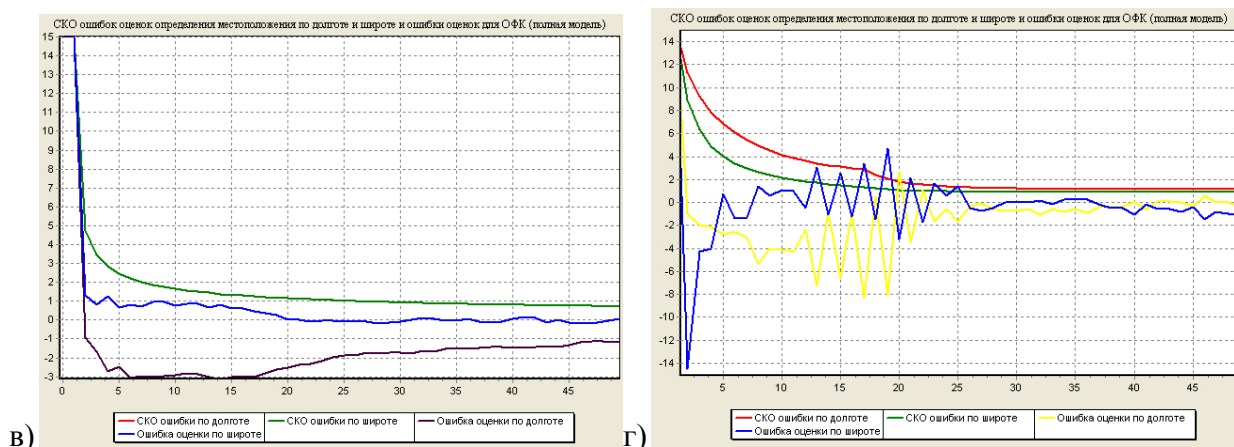


Рисунок 28 – Ошибки оценки и СКО ошибок оценок погрешностей определения долготы и широты слабосвязанной и жесткосвязанной схем комплексирования БНК.

На Рисунке 29 представлены зависимости от времени:

- ошибок оценки и СКО ошибок оценок погрешностей определения восточной и северной составляющих путевой скорости слабосвязанной схемы ОФК БНК (Рисунок 29а); то же в увеличенном масштабе (Рисунок 29в);

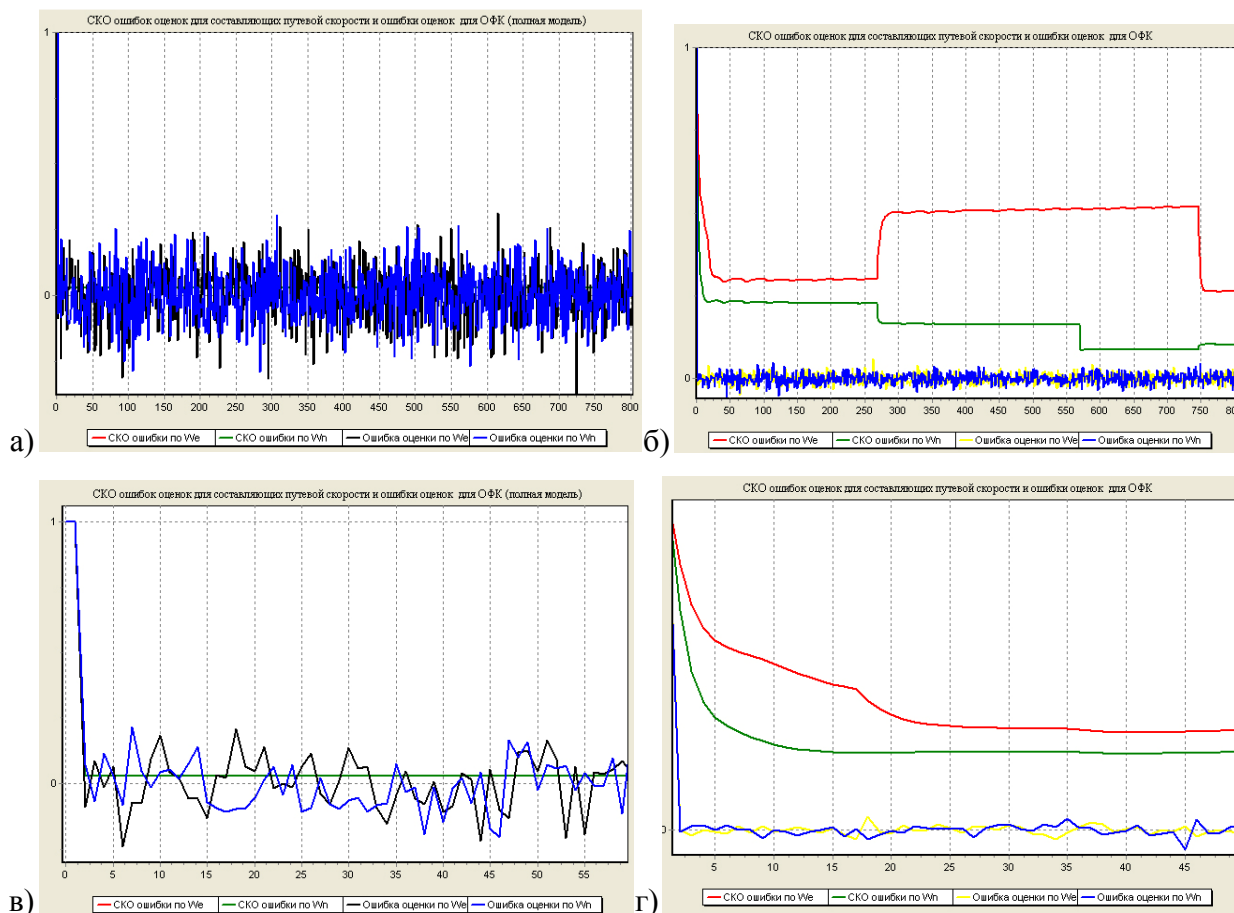


Рисунок 29 – Ошибки оценки и СКО ошибок оценок погрешностей определения долготы и широты слабосвязанной и жесткосвязанной схем комплексирования БНК.

- ошибок оценки и СКО ошибок оценок погрешностей определения восточной и северной составляющих путевой скорости жесткосвязанной схемы ОФК БНК (Рисунок 29б); то же в увеличенном масштабе (Рисунок 29г).

На Рисунке 30 представлены зависимости от времени:

- ошибок оценки и СКО ошибок оценок погрешностей построения базового трехгранника для слабосвязанной схемы ОФК БНК (Рисунок 30а); то же в увеличенном масштабе (Рисунок 30в);

- ошибок оценки и СКО ошибок оценок погрешностей базового трехгранника для жесткосвязанной схемы ОФК БНК (Рисунок 30); то же в увеличенном масштабе (Рисунок 30г).

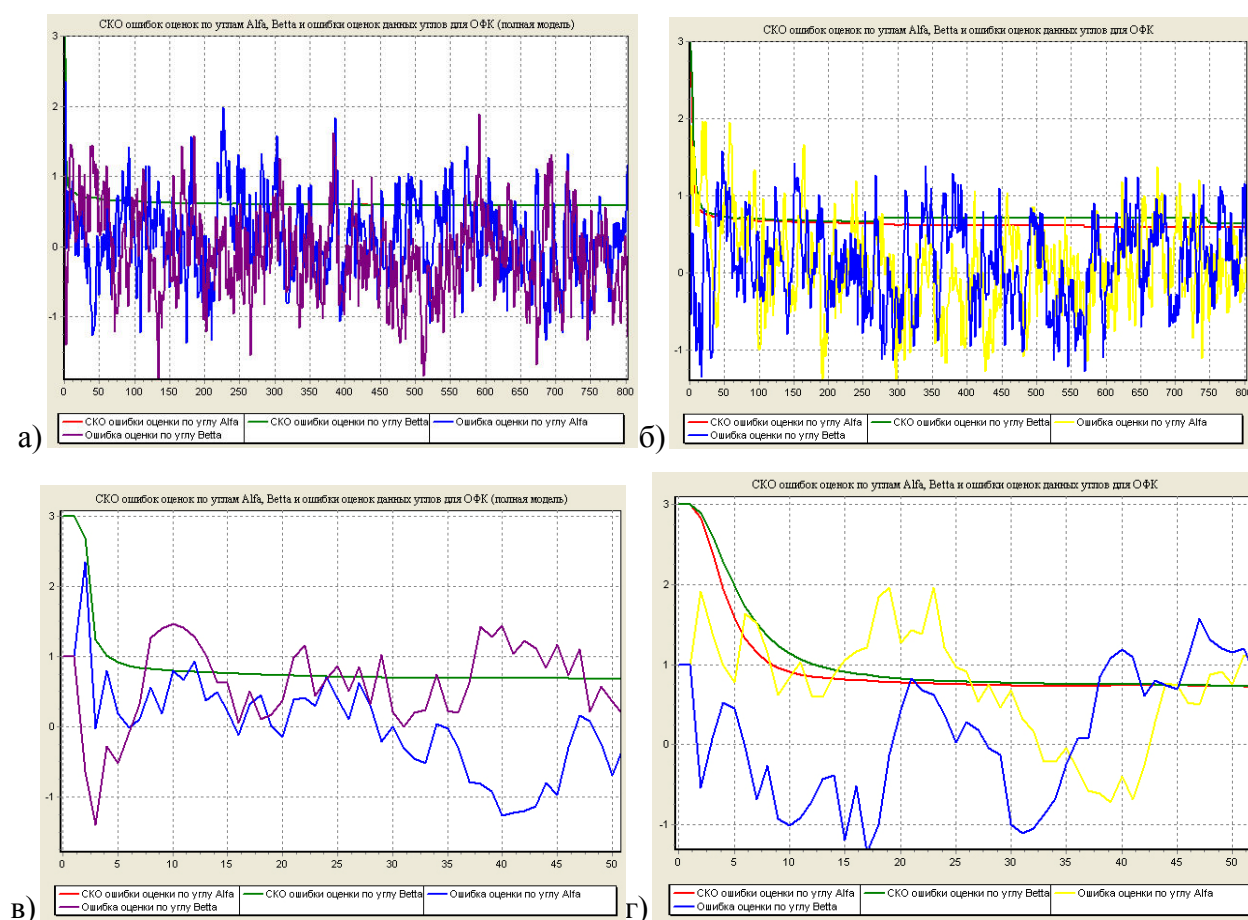


Рисунок 30 – Ошибки оценки и СКО ошибок оценок погрешностей построения базового трехгранника для слабосвязанной и жесткосвязанной схем комплексирования БНК.

На Рисунке 31 представлены зависимости от времени:

- ошибки оценки и СКО ошибки оценки погрешности определения угла истинного курса для слабосвязанной схемы ОФК БНК (Рисунок 31а);

- ошибки оценки и СКО ошибки оценки погрешности определения угла истинного курса для жесткосвязанной схемы ОФК БНК (Рисунок 31б).

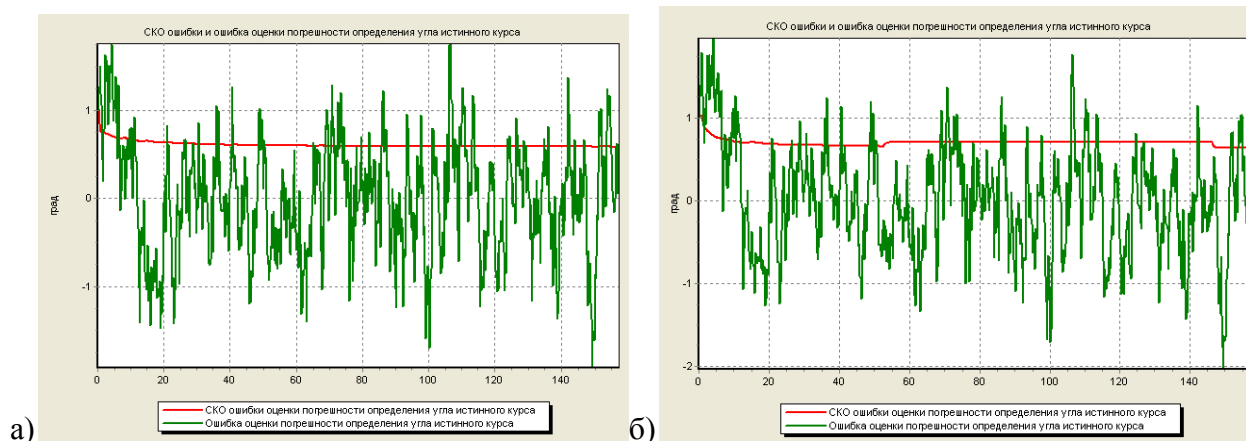


Рисунок 31 – Ошибка оценки и СКО ошибки оценки погрешности определения угла истинного курса для слабосвязанной и жесткосвязанной схем комплексирования БНК.

На Рисунке 32 представлены зависимости от времени:

- ошибок оценки и СКО ошибок оценок постоянных составляющих дрейфов ДУС для слабосвязанной схемы ОФК БНК (Рисунок 32а);

- ошибок оценки и СКО ошибок оценок постоянных составляющих дрейфов ДУС для жесткосвязанной схемы ОФК БНК(Рисунок 32б).

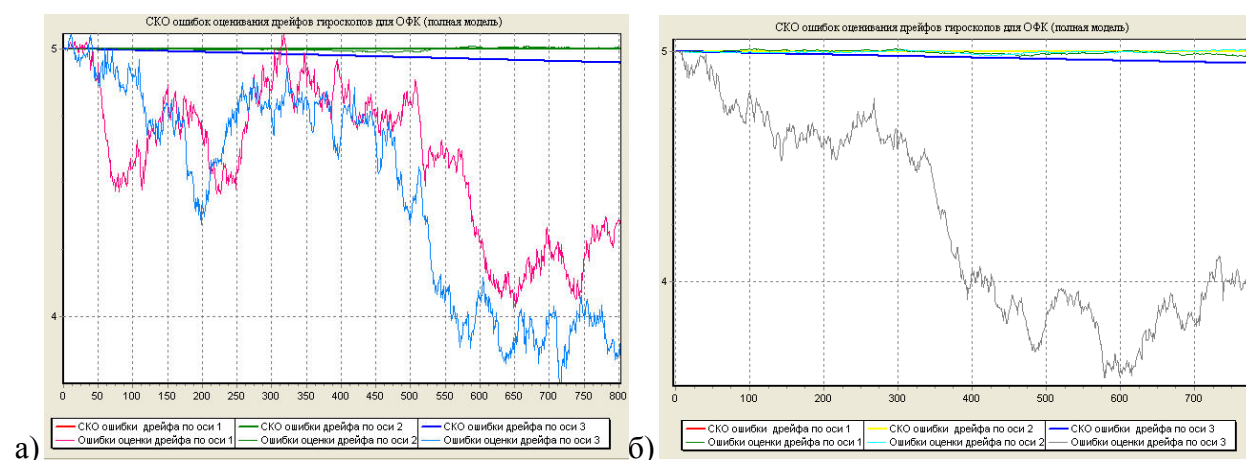


Рисунок 32 – Ошибки оценки и СКО ошибок оценок постоянных составляющих дрейфов ДУС для слабосвязанной и жесткосвязанной схем комплексирования БНК.

На Рисунке 33 представлены зависимости от времени:

- ошибок оценки и СКО ошибок оценок постоянных составляющих ошибок акселерометров для слабосвязанной схемы ОФК БНК (Рисунок 33а);

- ошибок оценки и СКО ошибок оценок постоянных составляющих ошибок акселерометров для жесткосвязанной схемы ОФК БНК (Рисунок 33б).

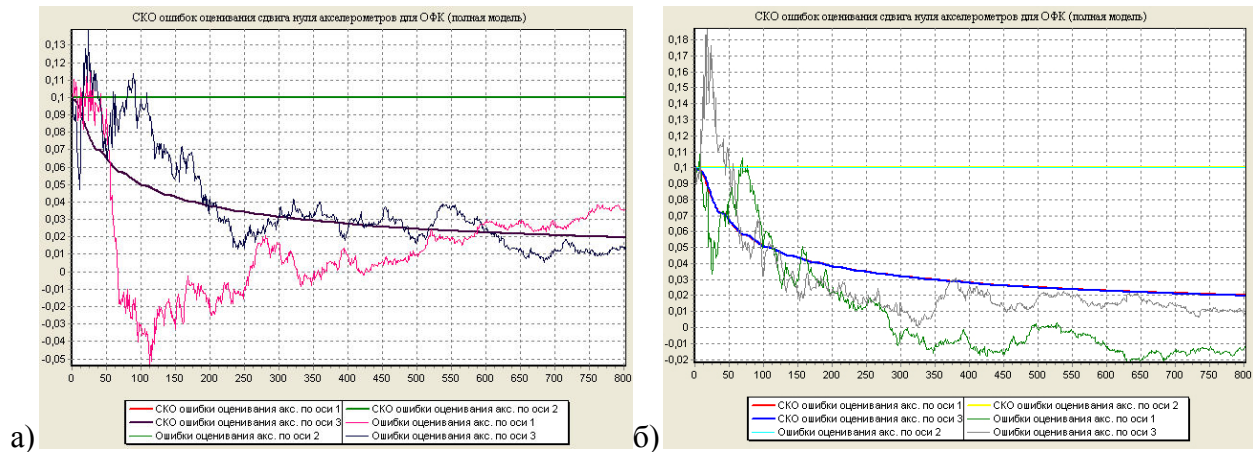


Рисунок 33 – Ошибки оценки и СКО ошибок оценок постоянных составляющих ошибок акселерометров для слабосвязанной и жесткосвязанной схем комплексирования БНК.

На Рисунке 34 представлены зависимости от времени:

- ошибки определения высоты приёмником ГНСС (Рисунок 34а);
- ошибки оценки и СКО ошибки оценки высоты алгоритма ОФК жесткосвязанной схемы комплексирования (Рисунок 34б).

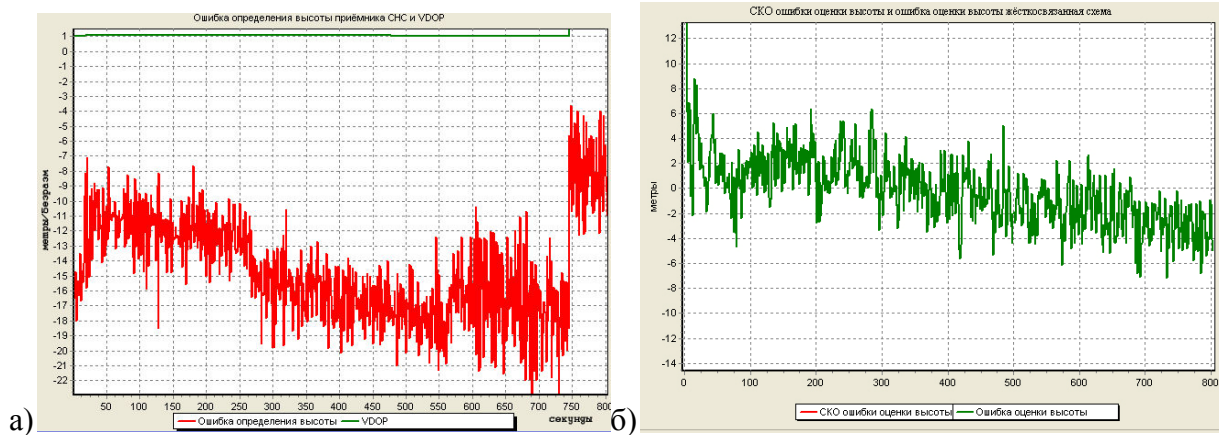


Рисунок 34 – Ошибка определения высоты приёмником ГНСС, ошибка оценки и СКО ошибки оценки высоты жесткосвязанной схемы комплексирования.

На Рисунке 35 представлены зависимости от времени:

- ошибки оценки и СКО ошибки оценки сдвига опорного генератора приёмника ГНСС для жесткосвязанной схемы комплексирования (Рисунок 35а); тоже увеличенный масштаб (Рисунок 35б).

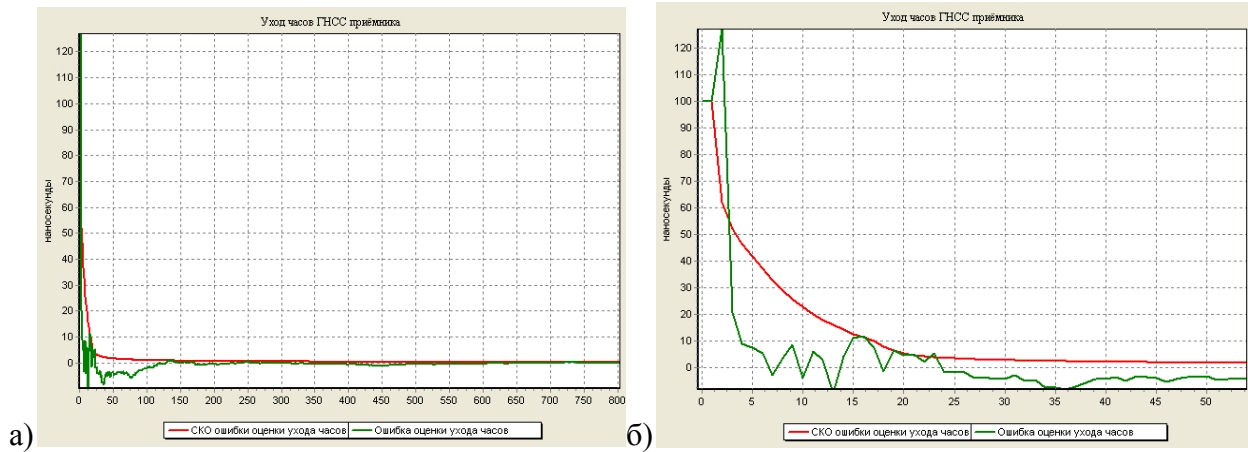


Рисунок 35 – Ошибка оценки и СКО ошибки оценки сдвига опорного генератора приёмника ГНСС жестко связанной схемы комплексирования.

Анализ результатов имитационного моделирования показывает следующие:

1. Точность оценки погрешности определения широты и долготы (Рисунок 28) имеют один порядок для обеих схем комплексирования. При этом переходный процесс в слабосвязанной схеме занимает меньше времени, чем в жестко связанной (10 секунд против 15 секунд соответственно), что вызвано наличием в векторе состояния второй схемы параметров $\delta\rho_{\Delta\tau}^{\text{СНС}}, \delta\dot{\rho}_{\Delta\tau}^{\text{СНС}}, \delta h^{\text{БИНС}}, \delta V_h^{\text{БИНС}}$, связанных с вектором измерений линейно. Таким образом, ОФК, исходя из критерия оптимальности (39), требуется большее время для оценки параметров вектора состояния, напрямую содержащихся в “невязках”. С этим же фактором связано наличие перерегулирования в первые такты работы жестко связанной схемы комплексирования. В установившемся режиме работы ОФК уровни прогноза точности оценки близки (СКО порядка 1 метра). Отсюда можно сделать вывод о том, что переходный процесс оценки погрешностей широты и долготы для жестко связанной схемы комплексирования имеет перерегулирование, вызванное большей неопределенностью, прежде всего в высотном канале, и более продолжителен по той же причине. Также следует отметить, что с увеличением ошибки задания исходных параметров высотного канала ($\delta\hat{h}^{\text{БИНС}}, \delta\hat{V}_h^{\text{БИНС}}$ при отсутствии начальных значения полагаются нулевыми), тем большим является перерегулирование в каналах широты и долготы. Это может приводить к существенным погрешностям определения и координат, и углов ориентации на в начале работы. Этот фактор является критическим при построении замкнутой схемы комплексирования, так как может приводить, несмотря на устойчивость алгоритма оценивания в вычислительном плане, к ошибкам определения углов тангажа и крена в момент перезапуска ОФК и его первых тактов работы. Избегать такого рода затруднения можно следующими способами:

- замыкать обратную связь в алгоритм ориентации БИНС по окончании переходного процесса, либо через некоторый наперед установленный интервал времени;
- строить сигнал управления параметрами БИНС от ОФК на базе не только оптимума критерия качества суммы дисперсии ошибки оценивания (69), но и используя другие критерии (например, энергетический).

Такой же вывод можно сделать и для слабосвязанной схемы комплексирования в случае значительных погрешностей определения углов ориентации БИНС в начальный момент времени (десятки градусов). Однако причина возникновения перерегулирования в этом случае будет обусловлена отличием от “малых” углов α, β, γ погрешности построения базового трехгранника. Или, другими словами, существенным несоответствием модели погрешности углов ориентации БИНС. В любом случае перед разработчиком встаёт вопрос о необходимости построения оптимальной стратегии замкнутого управления, исходя, в том числе, из требований к переходному процессу в каналах БИНС или другой корректируемой системы.

2. Точность оценки погрешностей определения горизонтальных проекций путевой скорости (Рисунок 29) жесткосвязанной схемы комплексирования составляет $0.025^M/c$ (1 СКО) против 0.15 (1 СКО) для слабосвязанной схемы. Это определяется большим значением прогнозируемого СКО ошибки оценки жесткосвязанной схемы ($0.1 \dots 0.5^M/c$) по сравнению со слабосвязанной схемой ($0.03^M/c$), что приводит к большему значению коэффициентов усиления в установившемся режиме работы ОФК жесткосвязанной схемы, дающего больший вес в формировании оценки спутниковым измерениям и меньший вес математической модели погрешностей БИНС, и положительно влияет на точность оценки погрешностей горизонтальных проекций путевой скорости. Аналогично предыдущему выводу, переходный процесс в жесткосвязанной схеме более длительный (10-15 секунд) по сравнению со слабосвязанной схемой (2 сек или первые несколько тактов работы ОФК).
3. Точность оценки в установившемся режиме ошибок построения базового трехгранника α, β (Рисунок 30) для обеих схем имеет близкую величину (СКО 1°). Переходный процесс оценивания для жесткосвязанной схемы составил порядка около 15 секунд, для слабосвязанной схемы менее 5 секунд.
4. Точность оценки погрешности определения угла истинного курса (Рисунок 31) для обеих систем практически идентична, что вызвано слабой наблюдаемостью курсового канала погрешностей БИНС при позиционно-скоростной коррекции от ГНСС приёмника, вследствие чего основным (практически единственным) корректором в этом

канале выступает МК. Соответственно, именно точность МК определяет, с точки зрения анализа оценивания, характеристики курсового канала ОФК. Прогнозируемое значение СКО ошибки оценивания составляет порядка 0.7° . Ошибка оценивания (1 СКО) – около 0.5° . Отсюда можно сделать вывод о возможности увеличения частоты коррекции курсового канала БИНС по информации от МК. Исходя из динамики БПЛА и значительных погрешностях микромеханических ДУС целесообразно максимально приблизить частоту комплексирования в курсовом канале к частоте решения задачи ориентации БИНС. В устройствах семейства БИСНС производства компании ЗАО “Транзас Авиация” при частоте решения задачи ориентации БИНС 100 Гц и частоте выдачи курсового угла МК 60 Гц частота работы курсового канала ОФК установлена равной 50 Гц.

5. В виду значительности шумовой составляющей ДУС, например, блока DMU02 по сравнению с постоянной составляющей дрейфов и ошибок масштабных коэффициентов переходный процесс оценивания этих параметров вектора состояния (Рисунок 32) $\Delta\Omega_x, \Delta\Omega_y, \Delta\Omega_z, \Delta K_{\Omega_x}, \Delta K_{\Omega_y}, \Delta K_{\Omega_z}$ занимает часы. С точки зрения практического применения алгоритмов ОФК это означает невозможность оценки этих параметров в обеих схемах комплексирования. Однако, эти параметры не следует исключать из вектора состояния в силу свойств микромеханических инерциальных датчиков - возможного изменения параметров погрешностей во времени и значительного различия абсолютных значений погрешностей между датчиками даже одной серии. Необходимо отметить, что из-за связи этих параметров и ошибок вычисления базового трехгранника при построении ОФК разработчику следует учитывать вопросы формирования стратегии замкнутого управления и по параметрам $\Delta\Omega_x, \Delta\Omega_y, \Delta\Omega_z, \Delta K_{\Omega_x}, \Delta K_{\Omega_y}, \Delta K_{\Omega_z}$.
6. Из Рисунка 33 следует, что прогнозируемое СКО ошибки оценивания постоянных составляющих акселерометров в установившемся режиме составляет 0.02 м/с^2 для обеих схем комплексирования. Это значение определяется интенсивностями шумов акселерометров, например, блока DMU02 и совместной наблюдаемостью погрешностей построения опорного трехгранника и постоянных составляющих ошибок акселерометров. Следует отметить слабую наблюдаемость вертикальной акселерометрической составляющей погрешности БИНС, что предполагает значительно лучшую оцениваемость параметров вектора состояния $\Delta n_x, \Delta n_y, \Delta n_z, \Delta K_{n_x}, \Delta K_{n_y}, \Delta K_{n_z}$ при маневренном полёте с изменением углов тангажа и крена.
7. Включение в состав вектора состояния жесткосвязанной схемы комплексирования параметров вертикального канала, кроме отмеченных отрицательных факторов,

позволяет улучшить точность определения высоты и вертикальной скорости, в отличие от автономного спутникового решения приёмником ГНСС (Рисунок 34). Этот эффект достигается за счет сглаживания погрешностей определения дальностей и радиальной скорости относительно НКА показаниями инерциальных датчиков. Средняя погрешность определения высоты в первом случае составила величину порядка 14 метров, во втором порядка 3 метров.

8. Время переходного процесса погрешностей часов приёмника ГНСС для жестко связанной схемы составило величину порядка 20 секунд (Рисунок 35), что связано с выводом №1. Также присутствует перерегулирование на первых тактах работы.

4.2.2 Результаты имитационного моделирования алгоритма КОИ переменной структуры

Для сравнения характеристик работы жестко связанной схемы комплексирования (п.3.3) и схемы комплексирования переменной структуры (п.3.4) было проведено имитационное моделирование при наличии дополнительных помех волновой структуры в измерениях ГНСС приёмника с использованием разработанного ПМО. Отличием методики и условий имитационного моделирования от описанных в п.4.2.1 является наличие в нескольких каналах ГНСС приёмника дополнительных погрешностей определения псевдодальности и псевдоскорости относительно НКА волновой структуры. Волновая структура погрешностей формировалась следующим образом:

1. НКА номер 3 созвездия GPS (Рисунок 36).

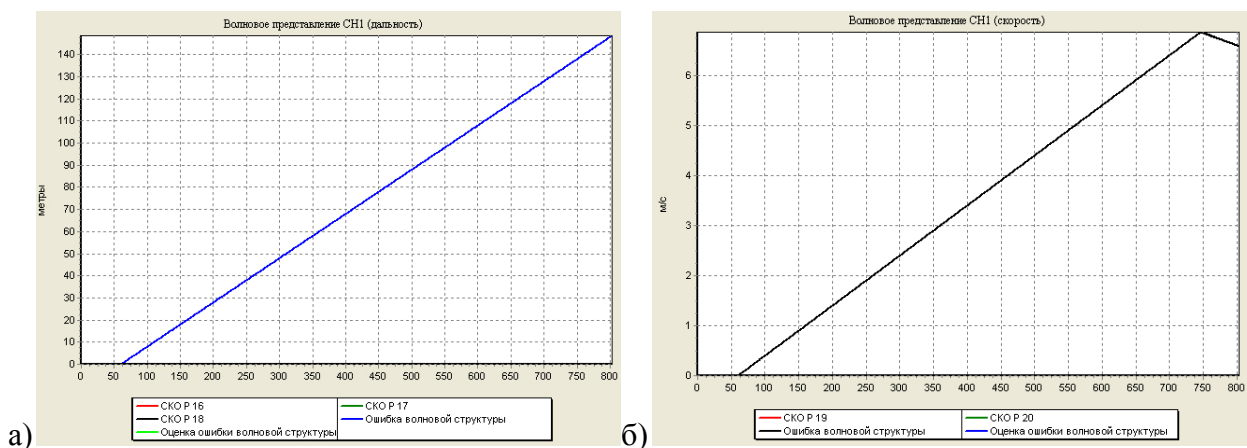


Рисунок 36 – Волновая составляющая погрешности определения дальности (а) и скорости (б) для НКА номер 3 созвездия GPS.

Уравнения и условия формирования погрешностей волновой структуры (93):

Если $\{T \geq 60 \text{ с}\}$ тогда {

$$\begin{aligned} \delta\rho_k^w &= \delta\rho_{k-1}^w + 0.2; \quad \delta\rho_0^w = 0; \\ \delta\dot{\rho}_k^w &= \delta\dot{\rho}_{k-1}^w + 0.01; \quad \delta\dot{\rho}_0^w = 0; \end{aligned} \quad (93)$$

},

где T - время моделирования; k - шаг моделирования ОФК.

2. НКА номер 9 созвездия ГЛОНАСС (Рисунок 37).

Уравнения и условия формирования погрешностей волновой структуры:

Если $\{T \geq 60 \text{ с}\}$ и $\{T < 280 \text{ с}\}$ тогда {

$$\begin{aligned} \delta\rho_k^w &= \delta\rho_{k-1}^w + 0.1 - 0.01t_1; \quad \delta\rho_0^w = 0; \\ \delta\dot{\rho}_k^w &= \delta\dot{\rho}_{k-1}^w - 0.003; \quad \delta\dot{\rho}_0^w = 0; \end{aligned}$$

}

Если $\{T = 280 \text{ с}\}$ тогда {

$$\delta\rho_k^w = \delta\rho_{k-1}^w + 50;$$

}

Если $\{T > 280 \text{ с}\}$ и $\{T < 350 \text{ с}\}$ тогда {

$$\begin{aligned} \delta\rho_k^w &= \delta\rho_{k-1}^w - 0.1 - 0.001t_2; \\ \delta\dot{\rho}_k^w &= \delta\dot{\rho}_{k-1}^w + 0.003; \end{aligned}$$

(94)

}

Если $\{T = 350 \text{ с}\}$ тогда {

$$\delta\rho_k^w = \delta\rho_{k-1}^w + 50;$$

}

Если $\{T > 350 \text{ с}\}$ тогда {

$$\begin{aligned} \delta\rho_k^w &= \delta\rho_{k-1}^w + 0.2 + 0.01t_3 - 0.001t_3^2; \\ \delta\dot{\rho}_k^w &= \delta\dot{\rho}_{k-1}^w - 0.005; \end{aligned}$$

}

где T - время моделирования; k - шаг моделирования ОФК; t_1, t_2, t_3 - время соответствующих погрешностей волновой структуры.

Пороги принятия решения соответствует (77) и (78). Граница исключения НКА из решения:

Если $\{|\delta\hat{\rho}_k^w| > 70 \text{ м}\}$ или $\{|\delta\hat{\rho}_k^w| > 3 \text{ м/с}\}$ тогда $\{$

НКА исключается из решения

(95)

$\},$

где T - время моделирования; k - шаг моделирования ОФК.

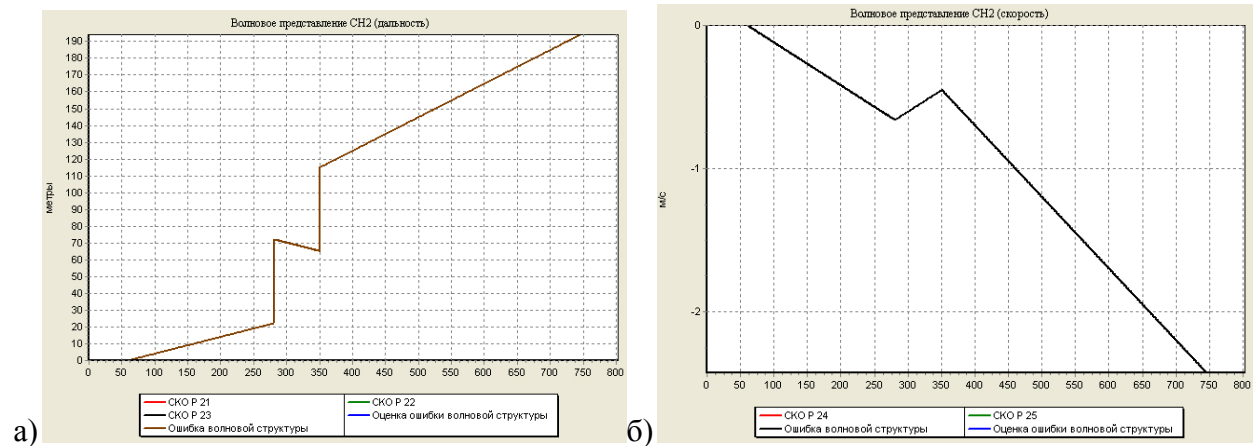


Рисунок 37 – Волновая составляющая погрешности определения дальности (а) и скорости (б) для НКА номер 9 созвездия ГЛОНАСС.

При построении погрешностей волновой структуры вида (93) и (94) и порогов принятия решения (95) формирование измерений и перестройки ОФК при имитационном моделировании осуществляется поэтапно (96):

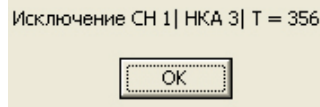
1. При $T = 60$ с к погрешностям определения псевдодальностей и псевдоскоростей НКА номер 3 GPS и НКА номер 9 ГЛОНАСС добавлялись погрешности вида (94), соответственно. Размерность вектора состояния 15.

2. При $T = 92$ с алгоритм перестройки фильтра принимал решение о расширении вектора состояния параметрами волновой структуры (70) НКА номер 3 созвездия GPS (добавление элементов вектора состояния номер 16-20). Добавление условного канала номер 1 (“СН1”) из пяти элементов в вектор состояния и расширение соответствующих матриц уравнения динамики системы и уравнения измерений, а также матриц ковариации. Размерность вектора состояния 20.

3. При $T = 155$ с алгоритм перестройки фильтра принимал решение о расширении вектора состояния параметрами волновой структуры (70) НКА номер 9 созвездия ГЛОНАСС (добавление элементов вектора состояния номер 21-25). Добавление условного канала номер 2 (“СН2”) из пяти элементов в вектор состояния. Размерность вектора состояния 25.

4. При $T = 356$ с алгоритм перестройки фильтра принимал решение об исключении измерений НКА номер 3 созвездия GPS из вектора измерений ввиду превышения суммарной оценкой погрешностей определения псевдодальности порога $d1$. При этом все параметры

условного канала СН1 заменялись параметрами СН2 – выполнение стратегии (80). СН2 исключался. Размерность вектора состояния 20.



5. При $T = 568$ с алгоритм перестройки фильтра принимал решение об исключении измерений НКА номер 9 созвездия ГЛОНАСС из вектора измерений ввиду превышения суммарной оценкой погрешностей определения псевдодальности порога $d1$. СН1 исключался. Размерность вектора состояния 15. (96)



На Рисунке 8 представлены зависимости от времени:

- ошибок оценки и СКО ошибок оценок погрешностей определения долготы и широты жестко связанной схемы ОФК БНК (Рисунок 38а);
- ошибок оценки и СКО ошибок оценок погрешностей определения долготы и широты жестко связанной схемы переменной структуры (Рисунок 38б).

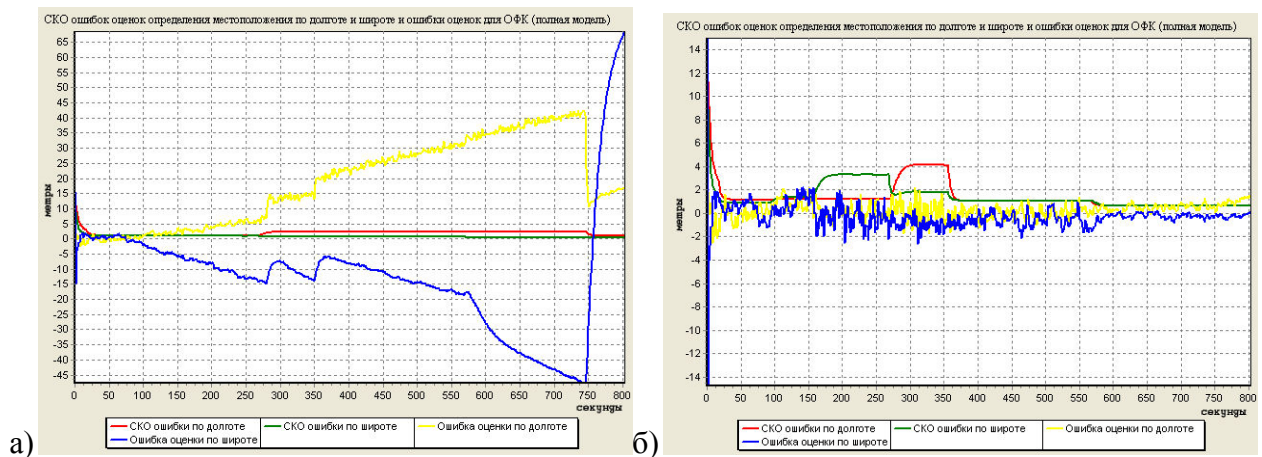


Рисунок 38 – Ошибки оценки и СКО ошибок оценок погрешностей определения долготы и широты жестко связанной и схемы комплексирования БНК переменной структуры.

На Рисунке 39 представлены зависимости от времени:

- ошибок оценки и СКО ошибок оценок погрешностей определения восточной и северной составляющих путевой скорости жестко связанной схемы ОФК БНК (Рисунок 39а);

- ошибок оценки и СКО ошибок оценок погрешностей определения восточной и северной составляющих путевой скорости жесткосвязанной схемы ОФК переменной структуры (Рисунок 39б).

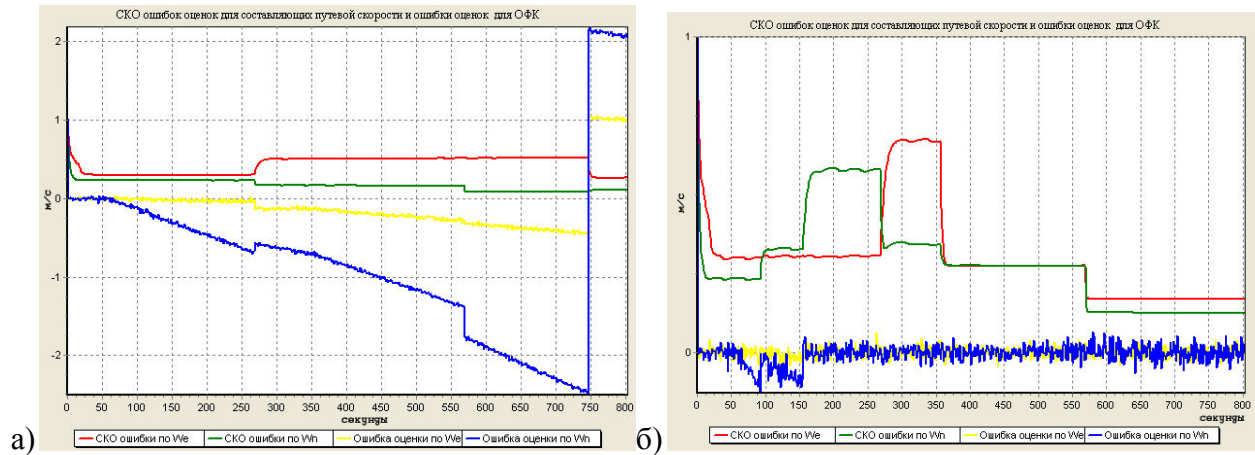


Рисунок 39 – Ошибки оценки и СКО ошибок оценок погрешностей определения восточной и северной составляющих путевой скорости жесткосвязанной и схемы комплексования переменной структуры.

На Рисунке 40 представлены зависимости от времени:

- ошибок оценки и СКО ошибок оценок погрешностей построения базового трехгранника для жесткосвязанной схемы ОФК БНК (Рисунок 40а);

- ошибок оценки и СКО ошибок оценок погрешностей базового трехгранника для жесткосвязанной схемы переменной структуры (Рисунок 40б).

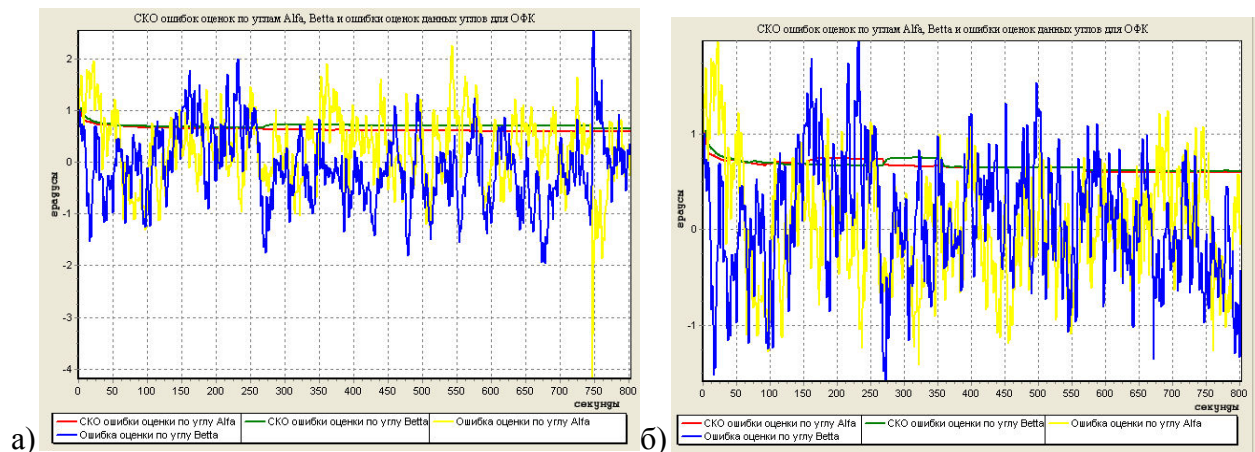


Рисунок 40 – Ошибки оценки и СКО ошибок оценок погрешностей построения базового трехгранника для жесткосвязанной и схемы комплексования переменной структуры.

На Рисунке 41 представлены зависимости от времени:

- ошибок оценки и СКО ошибок оценок постоянных составляющих дрейфов ДУС для жесткосвязанной схемы ОФК БНК (Рисунок 41а);

- ошибок оценки и СКО ошибок оценок постоянных составляющих дрейфов ДУС для жесткосвязанной схемы ОФК БНК переменной структуры (Рисунок 41б).

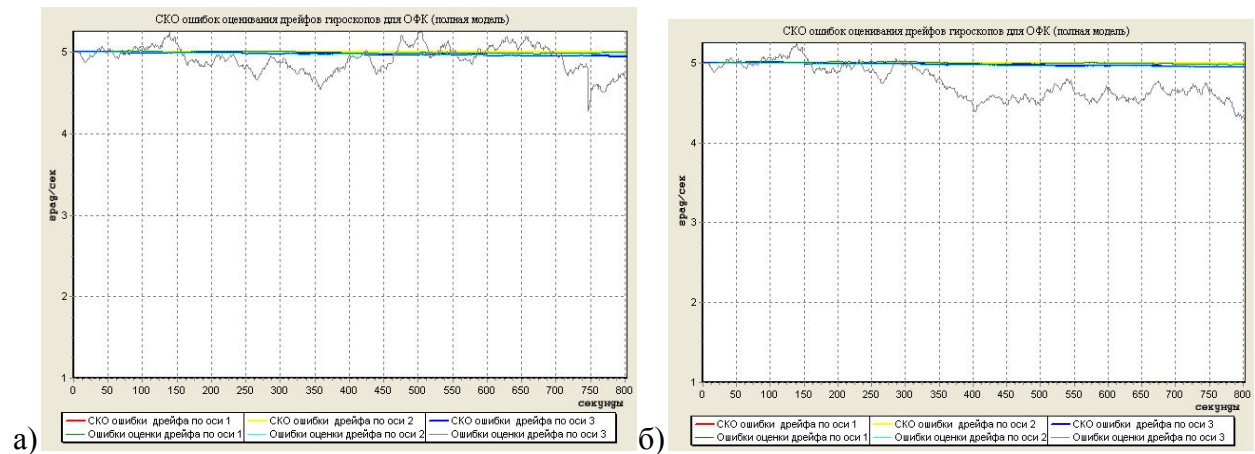


Рисунок 41 – Ошибки оценки и СКО ошибок оценок постоянных составляющих дрейфов ДУС для жесткосвязанной и схем комплексирования переменной структуры.

На Рисунке 42 представлены зависимости от времени:

- ошибок оценки и СКО ошибок оценок постоянных составляющих ошибок акселерометров для жесткосвязанной схемы ОФК БНК (Рисунок 42а);

- ошибок оценки и СКО ошибок оценок постоянных составляющих ошибок акселерометров для жесткосвязанной схемы переменной структуры (Рисунок 42б).

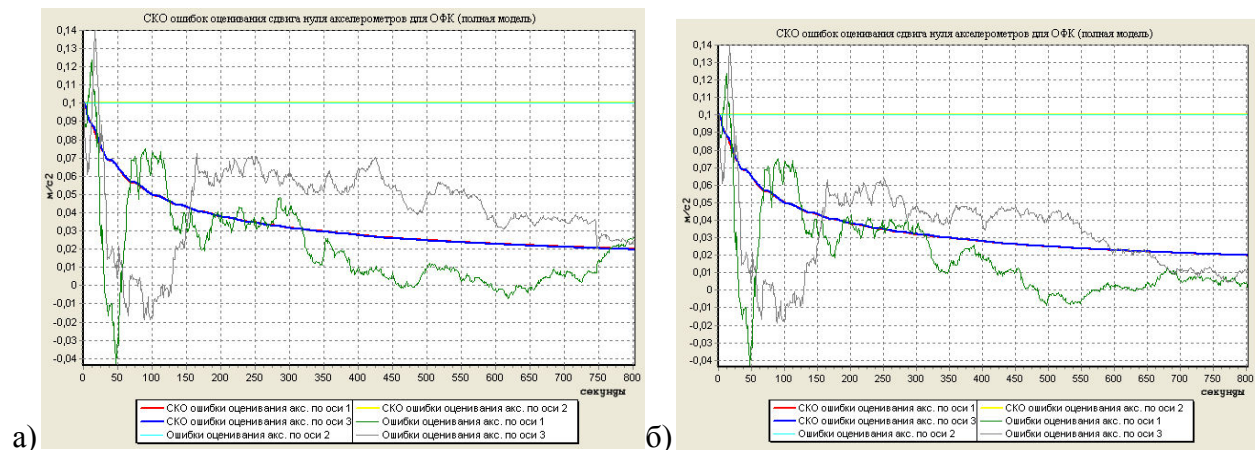


Рисунок 42 – Ошибки оценки и СКО ошибок оценок постоянных составляющих ошибок акселерометров для жесткосвязанной и схемы комплексирования переменной структуры.

На Рисунке 43 представлены зависимости от времени:

- ошибка оценки и СКО ошибки оценки высоты алгоритма ОФК жесткосвязанной схемы комплексирования (Рисунок 43а);

- ошибка оценки и СКО ошибки оценки высоты алгоритма ОФК схемы комплексирования переменной структуры (Рисунок 43б).

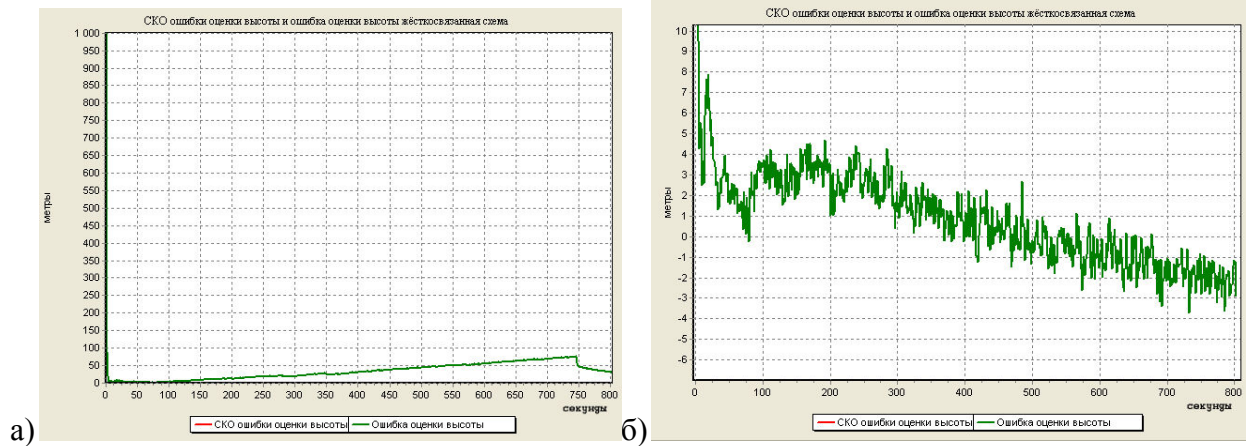


Рисунок 43. – Ошибка оценки и СКО ошибки оценки высоты жестко связанной схемы и схемы комплексирования переменной структуры.

На Рисунке 44 представлены зависимости от времени:

- ошибки оценки и СКО ошибки оценки сдвига опорного генератора приёмника ГНСС для жестко связанной схемы комплексирования (Рисунок 44а);
- ошибки оценки и СКО ошибки оценки сдвига опорного генератора приёмника ГНСС для жестко связанной схемы переменной структуры (Рисунок 44б);

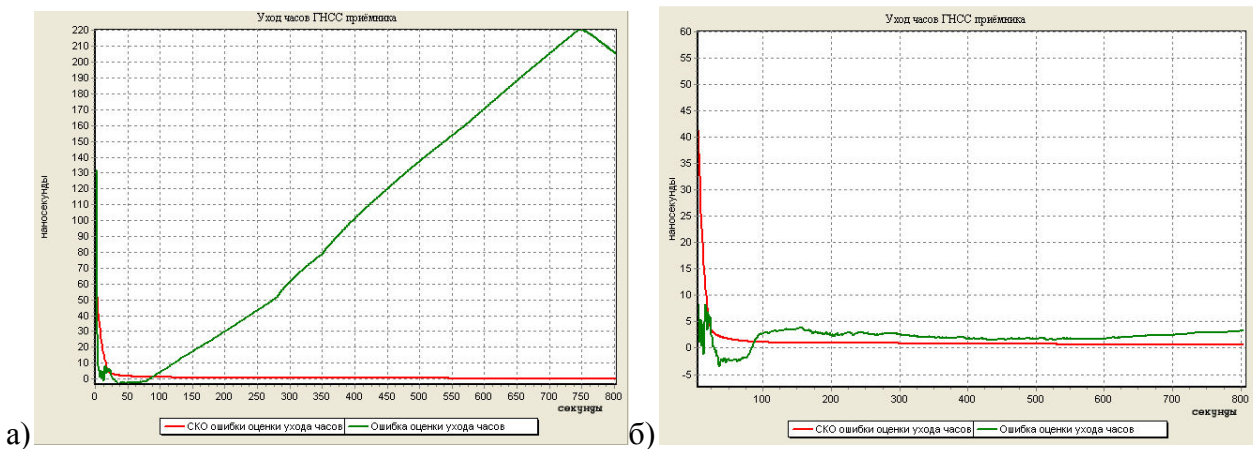


Рисунок 44. – Ошибка оценки и СКО ошибки оценки сдвига опорного генератора приёмника ГНСС жестко связанной схемы и схемы комплексирования переменной структуры.

На Рисунке 45 представлены зависимости от времени параметров первого дополнительно канала СН1 ОФК (элементы вектора состояния номер 16, 17 и 18):

- ошибки волновой структуры в сигнале определения псевдодальности до НКА номер 3 созвездия GPS (синий цвет) от метки 1 (60 секунды) до метки 3 (356 секунда);
- ошибки волновой структуры в сигнале определения псевдодальности до НКА номер 9 созвездия ГЛОНАСС (синий цвет) от метки 3 (356 секунда) до метки 4 (568 секунда);

- суммарной оценки ошибки волновой структуры в сигнале определения псевдодальности до НКА номер 3 созвездия GPS (зелёный цвет) от метки 1 (60 секунды) до метки 3 (356 секунда);

- суммарной оценки ошибки волновой структуры в сигнале определения псевдодальности до НКА номер 9 созвездия ГЛОНАСС (зелёный цвет) от метки 3 (356 секунда) до метки 4 (568 секунда);

- квадратные корни из диагональных элементов матрицы ковариации ($\sigma_{e_{\Delta\rho_1}}, e_{\hat{a}_1}, e_{\hat{b}_1}$) СН1.

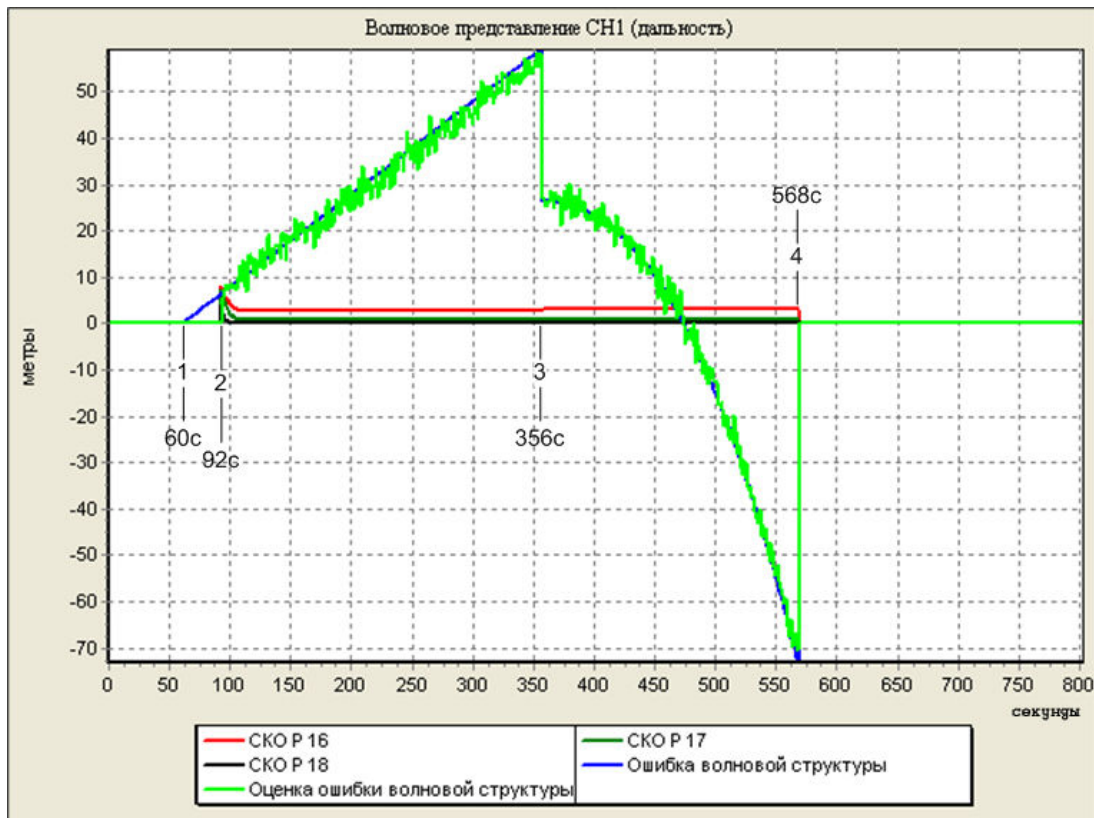


Рисунок 45 – Ошибки, оценки ошибок и характеристики оценивания погрешностей определения псевдодальности до НКА волновой составляющей схемы комплексирования переменной структуры условного канала СН1.

На Рисунке 46 представлены зависимости от времени параметров второго дополнительно канала СН2 ОФК (элементы вектора состояния номер 21, 22 и 23):

- ошибки волновой структуры в сигнале определения псевдодальности до НКА номер 9 созвездия ГЛОНАСС (коричневый цвет) от метки 1 (60 секунды) до метки 3 (356 секунда). Метки номер 2 (155 секунда), номер 3 (280 секунда) и номер 4 (350 секунда) – метки смены вида погрешности волновой структуры (см. условия моделирования). Метка 5 (356 секунда) соответствует моменту времени исключения измерений НКА номер 3 созвездия GPS из вектора

измерений и перенос параметров условного канала СН2 в канал СН1 с последующим исключением канала СН2 из ОФК переменной структуры.

- суммарной оценки ошибки волновой структуры в сигнале определения псевдодальности до НКА номер 9 созвездия ГЛОНАСС (синий цвет) от метки 1 (60 секунды) до метки 3 (356 секунда);

- квадратных корней из диагональных элементов матрицы ковариации ($\sigma_{e_{\Delta\rho_2}}, e_{\hat{a}_2}, e_{\hat{b}_2}$) СН2.

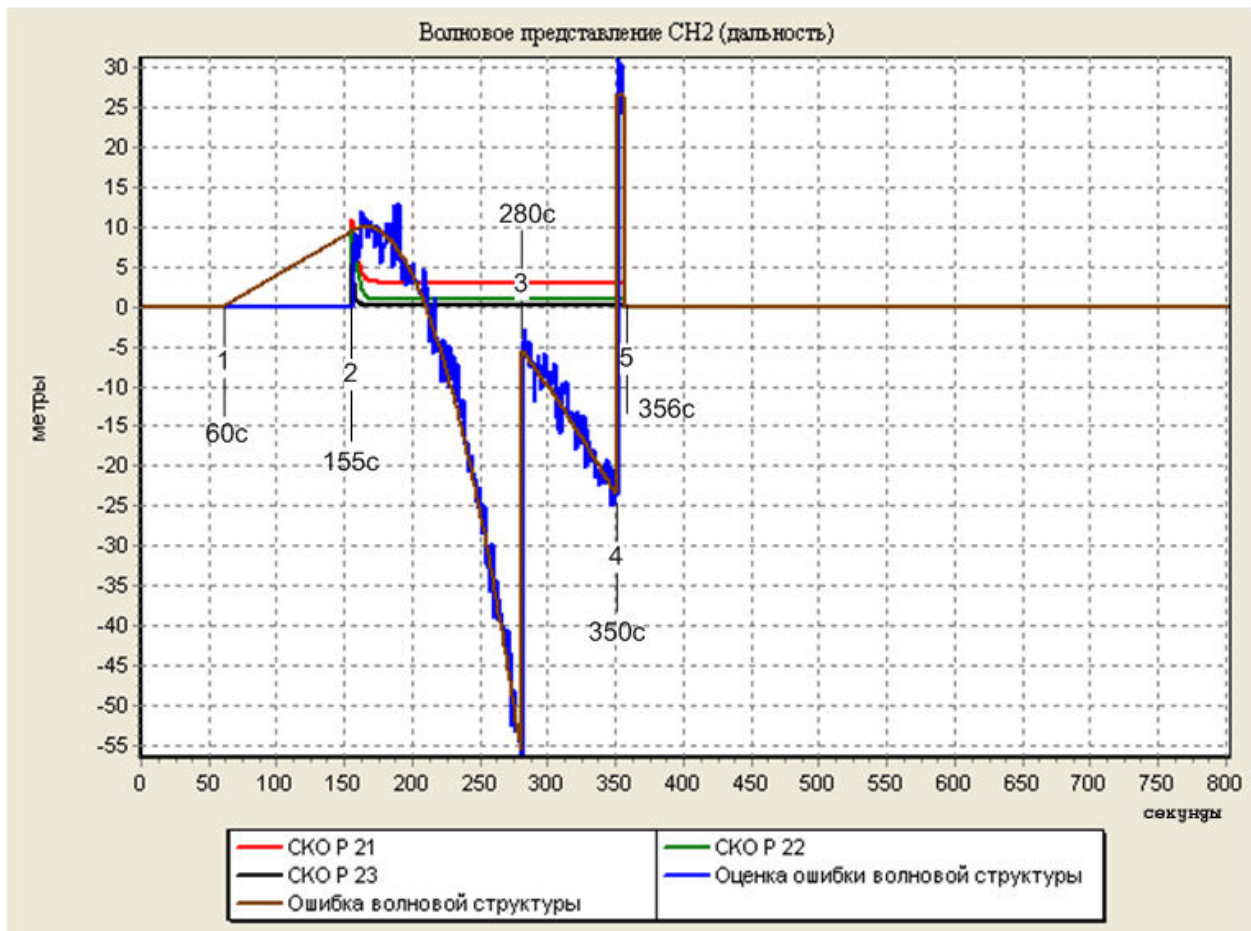


Рисунок 46 – Ошибки, оценки ошибок и характеристики оценивания погрешностей определения псевдодальности до НКА волновой структуры схемы комплексирования переменной структуры условного канала СН2.

На Рисунке 47 представлены зависимости от времени параметров первого дополнительно канала СН1 ОФК (элементы вектора состояния номер 19 и 20):

- ошибки волновой структуры в сигнале определения псевдоскорости относительно НКА номер 3 созвездия GPS (черный цвет) от метки 1 (60 секунды) до метки 3 (356 секунда);

- ошибка волновой структуры в сигнале определения псевдоскорости относительно НКА номер 9 созвездия ГЛОНАСС (черный цвет) от метки 3 (356 секунда) до метки 4 (568 секунда);
- суммарной оценки ошибки волновой структуры в сигнале определения псевдоскорости относительно НКА номер 3 созвездия GPS (синий цвет) от метки 1 (60 секунды) до метки 3 (356 секунда);
- суммарной оценки ошибки волновой структуры в сигнале определения псевдоскорости относительно НКА номер 9 созвездия ГЛОНАСС (синий цвет) от метки 3 (356 секунда) до метки 4 (568 секунда);
- квадратных корней из диагональных элементов матрицы ковариации ($e_{\Delta\hat{\rho}_1}$, $e_{\hat{c}_1}$) СН1.

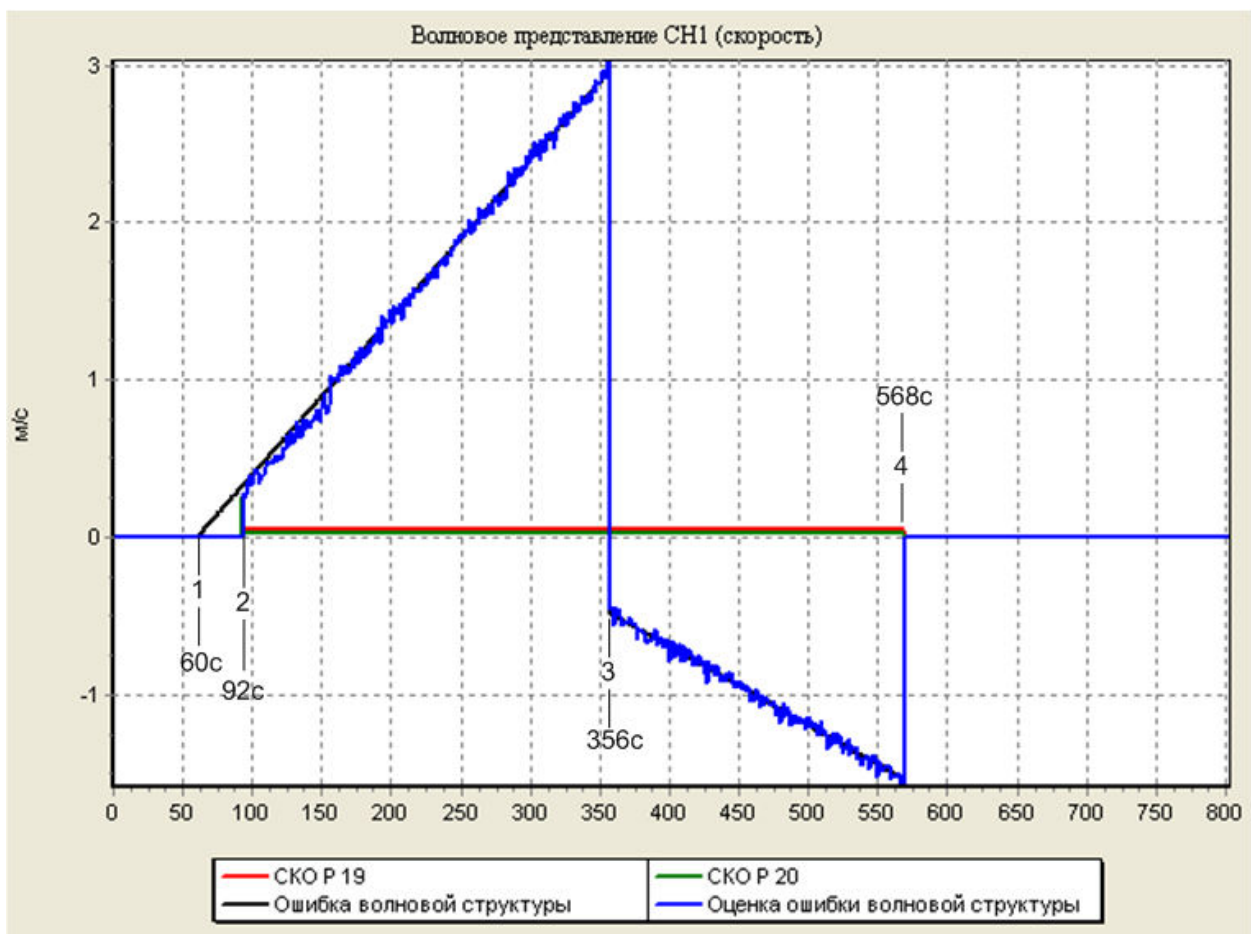


Рисунок 47 – Ошибки, оценки ошибок и характеристики оценивания погрешностей определения радиальной скорости относительно НКА волновой структуры схемы комплексирования переменной структуры условного канала СН1.

На рисунке 48 представлены зависимости от времени параметров второго дополнительного канала СН2 ОФК (элементы вектора состояния номер 24 и 25):

- ошибки волновой структуры в сигнале определения псевдоскорости относительно НКА номер 9 созвездия ГЛОНАСС (чёрный цвет) от метки 1 (60 секунды) до метки 3 (356 секунда).

Метки номер 2 (155 секунда), номер 3 (280 секунда) и номер 4 (350 секунда) – метки смены вида погрешности волновой структуры (см. условия моделирования). Метка 5 (356 секунда) соответствует моменту времени исключения измерений НКА номер 3 созвездия GPS из вектора измерений и перенос параметров условного канала CH2 в канал CH1 споследующим исключением канала CH2 из ОФК.

- суммарной оценки ошибки волновой структуры в сигнале определения псевдоскорости относительно НКА номер 9 созвездия ГЛОНАСС (синий цвет) от метки 1 (60 секунды) до метки 3 (356 секунда);

- квадратных корней из диагональных элементов матрицы ковариации ($e_{\Delta\hat{\rho}_2}$, $e_{\hat{c}_2}$) CH2.

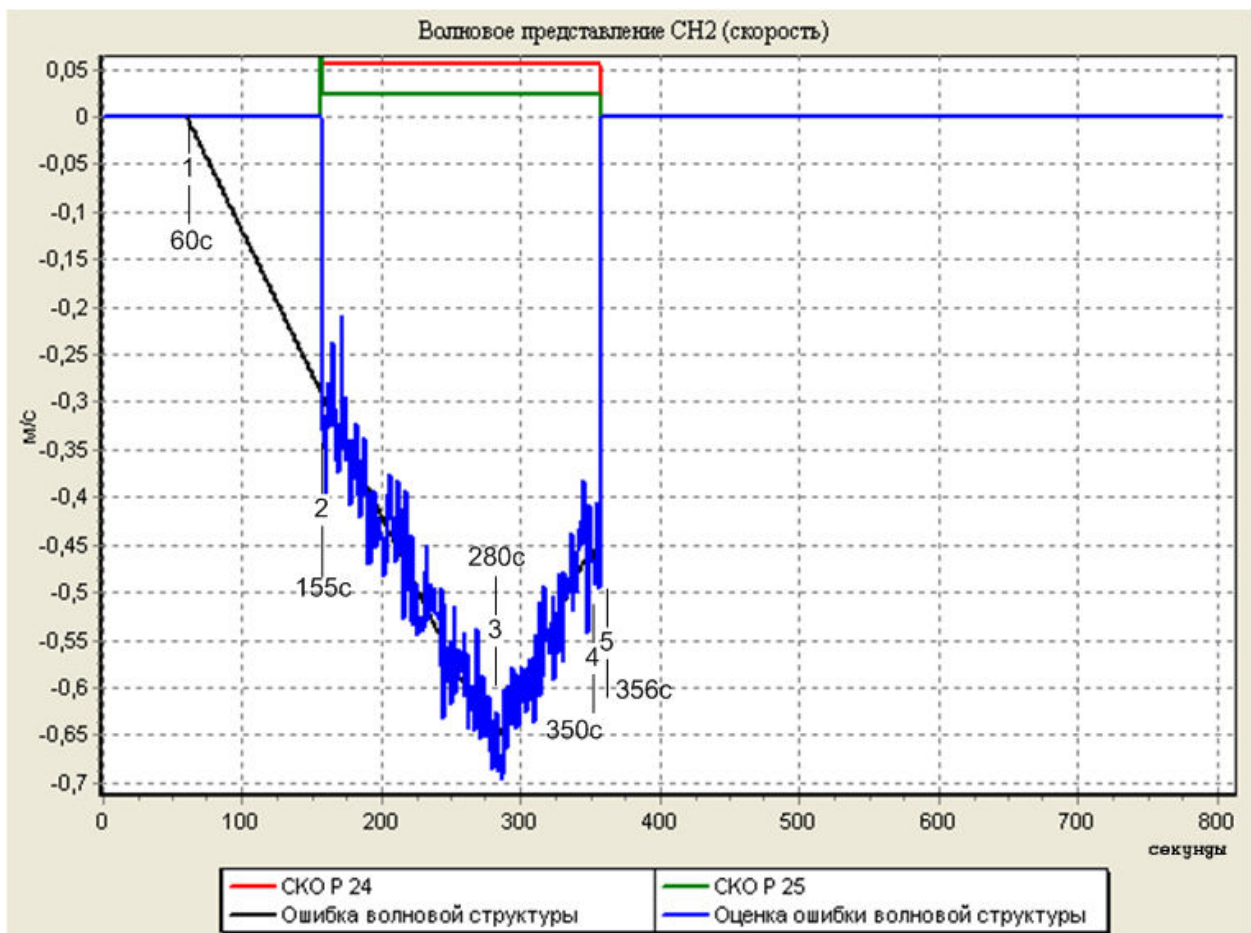


Рисунок 48 – Ошибки, оценки ошибок и характеристики оценивания погрешностей определения радиальной скорости относительно НКА волновой структуры схемы комплексирования переменной структуры условного канала CH1.

На Рисунке 49 представлены зависимости от времени количества НКА рабочего созвездия и количество исключенных из решения НКА.

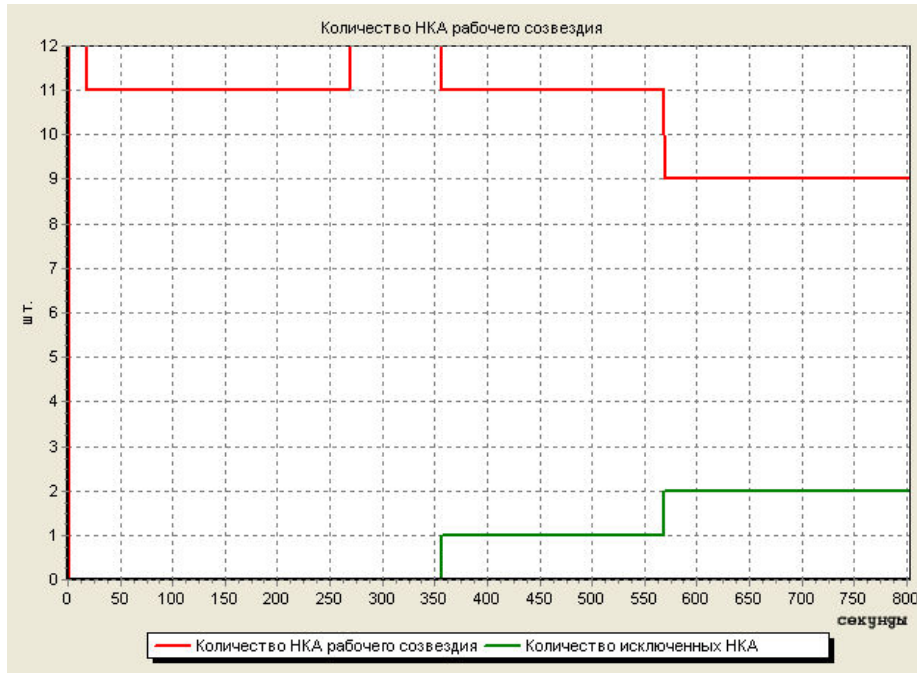


Рисунок 49 – Количество НКА рабочего созвездия и исключенных НКА.

4.2.3 Исследование оцениваемости параметров расширенного вектора состояния

Для оценки возможности одновременного расширения вектора состояния жестко связанной схемы за счет включения параметров волновой структуры ошибок определения псевдодальности и псевдоскорости относительно всех НКА рабочего созвездия ГНСС было проведено дополнительное имитационное моделирование. Сценарий моделирования жестко связанной схемы перестраиваемой структуры в основном соответствует условиям п.4.2.1. Отличием является последовательное добавление дополнительных погрешностей определения дальности и скорости относительно НКА волновой структуры. Волновая структура погрешностей формировалась следующим образом:

1. НКА номер 9 созвездия GPS.

Уравнения и условия формирования погрешностей волновой структуры:

Если $\{T \geq 30 \text{ с}\}$ и $\{T \leq 150 \text{ с}\}$, тогда {

$$\delta\rho_k^w = \delta\rho_{k-1}^w + 10.0[\text{м}], \delta\rho_0^w = 0[\text{м}], \delta\dot{\rho}_k^w = \delta\dot{\rho}_{k-1}^w + 0.1[\text{м/с}], \delta\dot{\rho}_0^w = 0 [\text{м/с}] \quad (97)$$

},

где T - время моделирования; k - такт моделирования погрешности, соответствующий 1 секунде.

2. НКА номер 3 созвездия ГЛОНАСС.

Если $\{T \geq 40 \text{ с}\}$ и $\{T \leq 150 \text{ с}\}$, тогда {

$$\delta\rho_k^w = \delta\rho_{k-1}^w + 10.0[\text{м}], \delta\rho_0^w = 0[\text{м}], \delta\dot{\rho}_k^w = \delta\dot{\rho}_{k-1}^w + 0.1[\text{м/с}], \delta\dot{\rho}_0^w = 0 [\text{м/с}] \quad (98)$$

3. НКА номер 19 созвездия GPS.

Если $\{T \geq 50 \text{ с}\}$ и $\{T \leq 150 \text{ с}\}$, тогда {

$$\delta\rho_k^w = \delta\rho_{k-1}^w + 10.0[\text{м}], \delta\rho_0^w = 0[\text{м}], \delta\dot{\rho}_k^w = \delta\dot{\rho}_{k-1}^w + 0.1[\text{м/с}], \delta\dot{\rho}_0^w = 0 [\text{м/с}] \quad (99)$$

4. НКА номер 11 созвездия GPS.

Если $\{T \geq 60 \text{ с}\}$ и $\{T \leq 150 \text{ с}\}$, тогда {

$$\delta\rho_k^w = \delta\rho_{k-1}^w + 10.0[\text{м}], \delta\rho_0^w = 0[\text{м}], \delta\dot{\rho}_k^w = \delta\dot{\rho}_{k-1}^w + 0.1[\text{м/с}], \delta\dot{\rho}_0^w = 0 [\text{м/с}] \quad (100)$$

5. НКА номер 14 созвездия GPS.

Если $\{T \geq 70 \text{ с}\}$ и $\{T \leq 150 \text{ с}\}$, тогда {

$$\delta\rho_k^w = \delta\rho_{k-1}^w + 10.0[\text{м}], \delta\rho_0^w = 0[\text{м}], \delta\dot{\rho}_k^w = \delta\dot{\rho}_{k-1}^w + 0.1[\text{м/с}], \delta\dot{\rho}_0^w = 0 [\text{м/с}] \quad (101)$$

Количество каналов ГНСС приёмника равно 5. Пороги принятия решения соответствуют 3.4.8 и 3.4.9. Исключение НКА из решения не производится.

Было реализовано 5 сценариев моделирования:

- а) Сценарий 1. Выполняется только условие (97).
- б) Сценарий 2. Выполняются условия (97,98).
- в) Сценарий 3. Выполняются условия (97 ... 99).
- г) Сценарий 4. Выполняются условия (97 ... 100).
- д) Сценарий 5. Выполняются условия (97 ... 101).

В качестве примера результатов имитационного моделирования (рисунки 50 а, б, в, г, д) приводятся поведение ошибок оценки и СКО ошибок оценок долготного и широтного каналов оптимального фильтра переменной структуры для каждого из сценариев. Поведение ошибок оценок и СКО ошибок оценок для всех оставшихся элементов вектора состояния имеют тот же качественный вид.

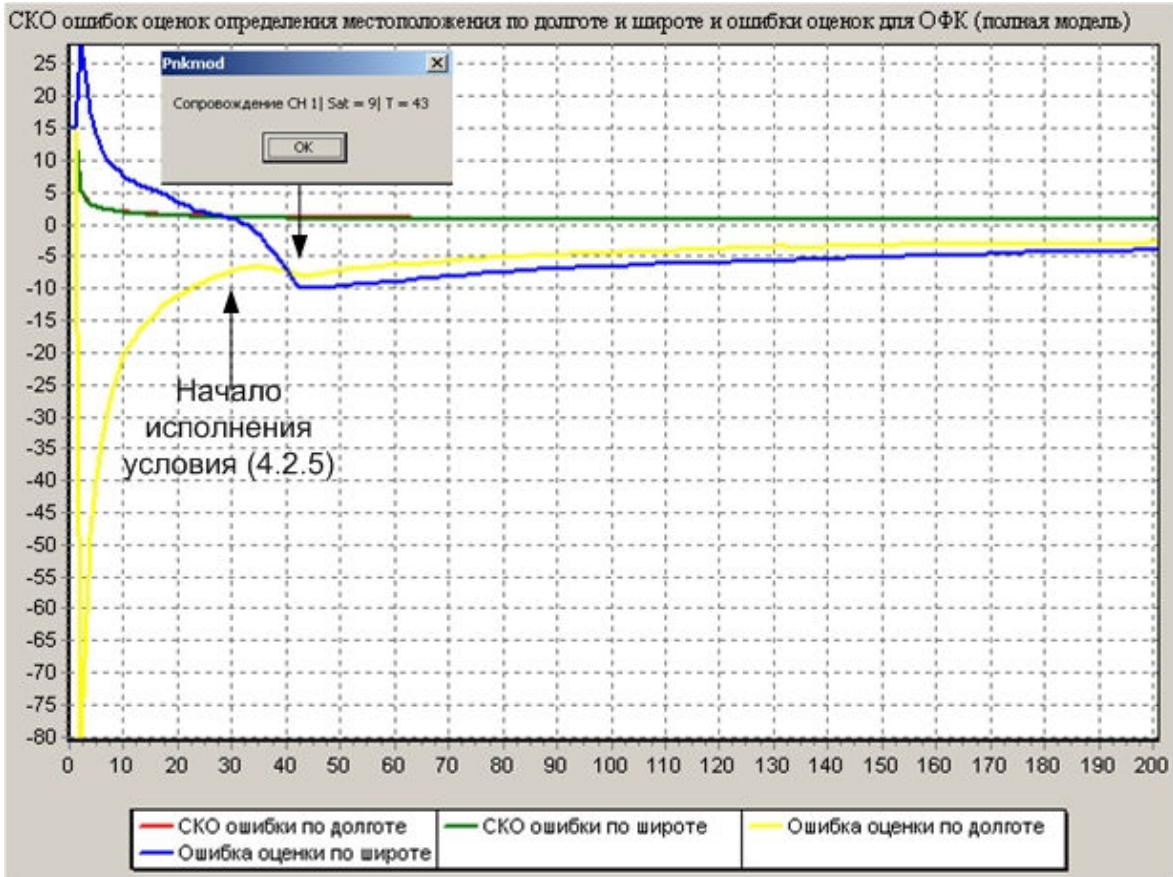


Рисунок 50а. – Сценарий а.

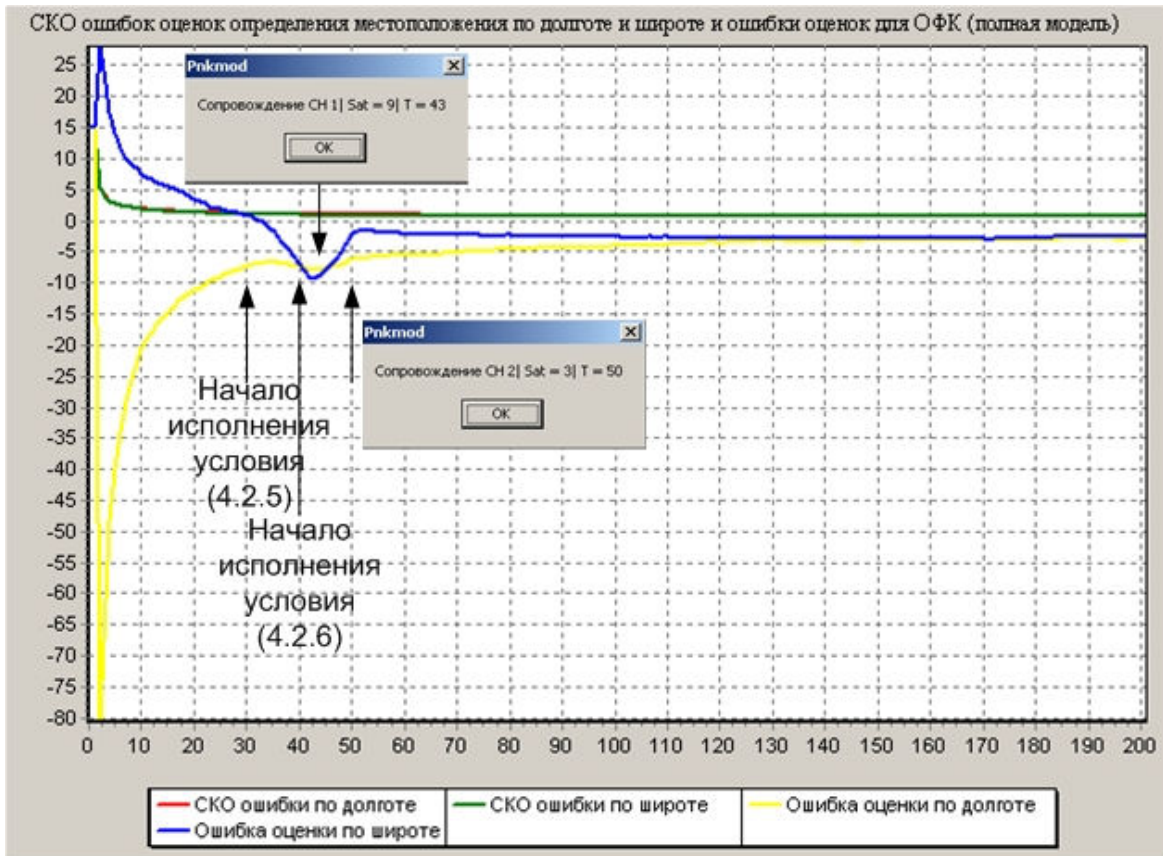


Рисунок 50б. – Сценарий б.

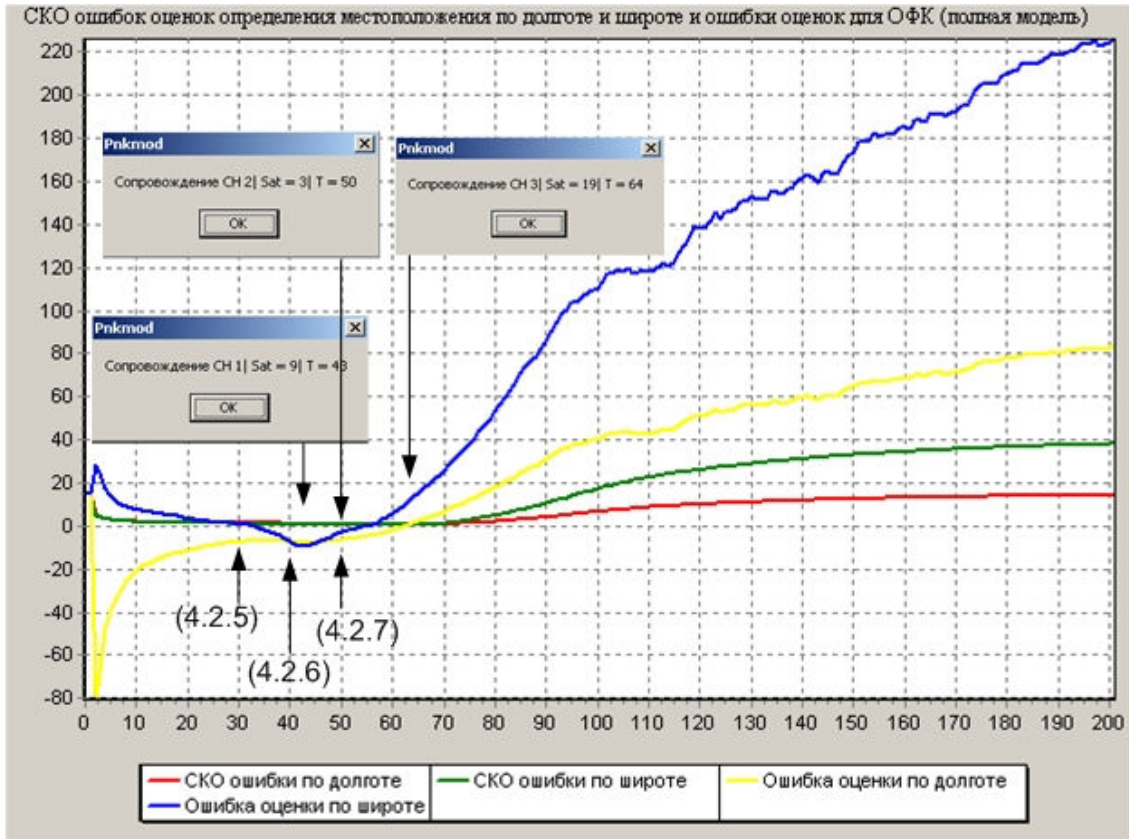


Рисунок 50в. – Сценарий в.

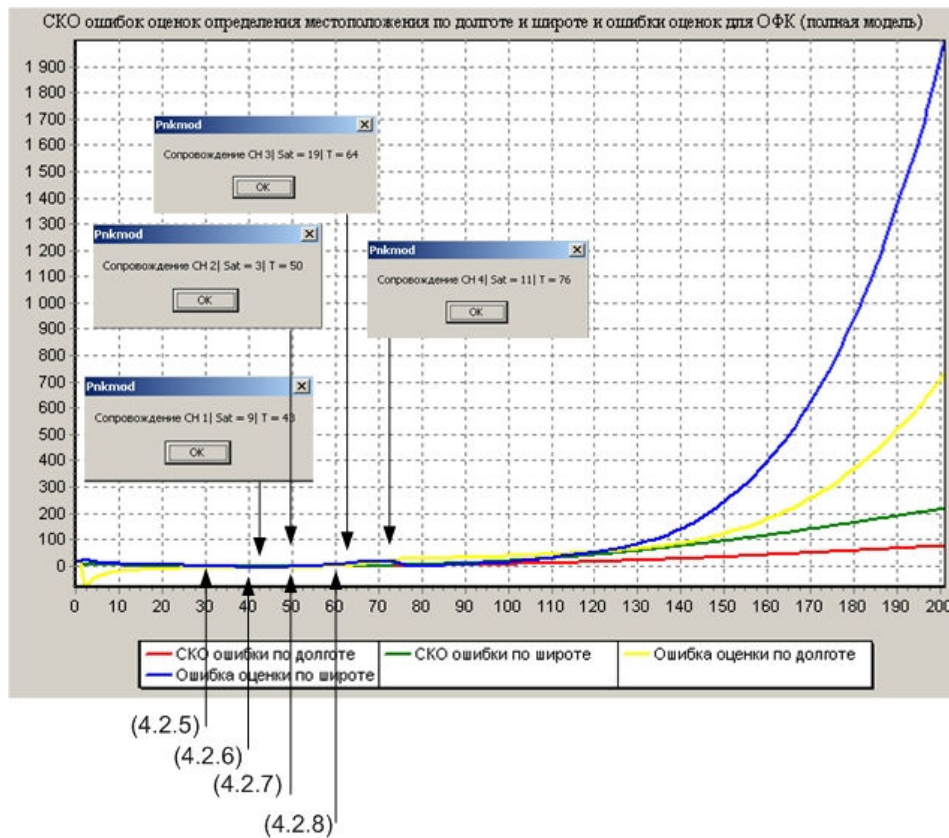


Рисунок 50г. – Сценарий г.

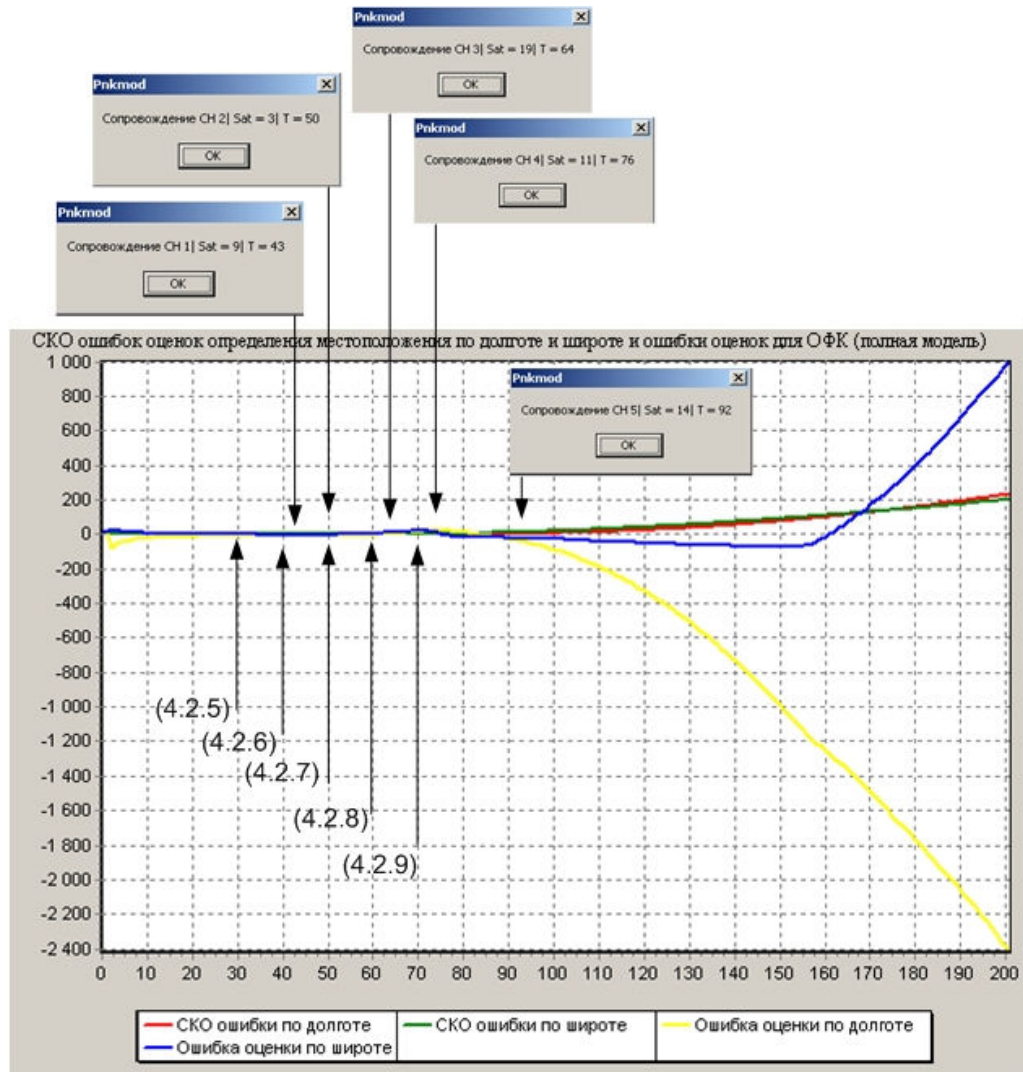


Рисунок 45д. – Сценарий д.

Результаты имитационного моделирования подтверждают условия (75) и (76).

4.2.4 Анализ результатов имитационного моделирования жесткосвязанной схемы комплексирования перестраиваемой структуры

Анализ результатов имитационного моделирования показывает следующие:

1. При наличии дополнительных погрешностей волновой структуры в ошибках определения псевдодальностей и псевдоскоростей НКА использование ОФК переменной структуры на базе жесткосвязанной схемы комплексирования позволяет не только определить НКА и исключить его, но и в процессе оценивания нивелировать влияние такого рода погрешностей на точность оценки других элементов вектора состояния (рисунки 38, 39, 43, 44).

2. Медленно нарастающая погрешность вида (93) была диагностирована через 52 секунды при величине погрешностей определения псевдодальностей и псевдоскорости в этот момент времени около 7 [м] и 0,25 [м/с] соответственно. Измерения НКА номер 3 созвездия GPS были исключены из вектора измерений на 356 секунде. При этом ошибка волновой структуры не привнесла значительных погрешностей в оценку остальных элементов вектора состояния.
3. Медленно нарастающая погрешность вида 4.2.2 НКА номер 9 созвездия ГЛОНАСС была диагностирована через 95 секунд. Погрешности определения псевдодальностей и псевдоскоростей составили на этот момент времени около 10 [м] и -0,3 [м/с] соответственно. Измерения этого НКА были исключены из вектора состояния на 568 секунде. Как и в случае с НКА номер 3 GPS, расширение вектора состояния коэффициентами волновой структуры позволило минимизировать влияние погрешностей (94) на точность и вид оценок других элементов вектора состояния.
4. Одновременное включение дополнительных волновых погрешностей в измерения для двух НКА различных группировок подтвердило устойчивость алгоритма оценивания переменной структуры.
5. Скачкообразное изменение погрешности определения дальностей до НКА номер 9 не повлияло на характеристики оценивания (Рисунок 46). Алгоритм диагностировал смену вида погрешности волновой структуры.
6. Одновременное включение волновых погрешностей в дальномерные и скоростные измерения позволило проанализировать степень совместной наблюдаемости этих погрешностей как для каналов измерений одного НКА, так и каналов других НКА рабочего созвездия. Из результатов имитационного моделирования можно сделать вывод о слабой совместной наблюдаемости дальномерных и скоростных погрешностей волновой структуры между собой.
7. Результаты имитационного моделирования п.4.2.3 подтвердили невозможность расширения вектора состояния за счет включения компонентов волновой составляющей для более ($n - 4$) НКА рабочего созвездия ГНСС без ухудшения характеристик оптимального фильтра.
8. Имитационное моделирование подтвердило отмеченные ранее достоинства алгоритма жестко связанной схемы комплексирования переменной структуры с точки зрения точности и вычислительной устойчивости.

4.3 Методика и комплекс испытаний БНК на автотранспорте

Для решения задач отладки программно-алгоритмических и схемотехнических решений БНК при минимизации материальных и временных затрат в работе приводится методика и комплекс испытаний БНК на автотранспорте. Цель таких испытаний – отработка режимов и анализ характеристик работы комплекса на подвижном основании. При этом достигается приближение некоторых параметров динамики объекта (прежде всего линейной скорости и ускорения) к динамике летательного аппарата.

При разработке методики натуральных испытаний на автотранспорте должны быть решены следующие основные задачи:

- формирование эталонной траектории (формирование массива эталонных параметров ориентации и навигации);
- формирования массива параметров ориентации и навигации испытываемой системы;
- синхронизация записей;
- разработана среда для анализа (сравнения) показаний эталонной и испытываемой систем.

Формирование эталонной траектории осуществляется с использованием высокоточной комплексной инерциально-спутниковый навигационной системы с программным комплексом обработки измерений. Система включает в себя инерциальный блок, двухантенный двухчастотный ГНСС приёмник ГЛОНАСС/GPS, дифференциальную станцию ГНСС и программно-математическое обеспечение совместной обработки измерений от этих трёх составляющих.

Методика натуральных испытаний на автотранспорте включает два этапа:

1. Натурные испытания, которые в свою очередь состоят из следующих этапов:
 - формирование программы испытаний;
 - подготовка и тестирования оборудования;
 - монтаж оборудования на транспортное средство;
 - калибровка и выставка эталонной системы (выполняется однократно, при первоначальном развертывании стенда на носителе);
 - накопление синхронизированного массива данных значений параметров ориентации и навигации, а также измерений испытываемой и эталонной системы на подвижном основании. Одновременно производится накопление массива измерений базовой ГНСС станции.;
2. Этап обработки включает в себя следующие подэтапы:

- формирования эталонных значений параметров ориентации и навигации, а также исходных измерений с использованием ПМО InertialExplorer компании NovAtel по измерениям эталонной системы и базовой ГНСС станции;

- совместная обработка массива данных эталонной и испытуемой систем с целью анализа характеристик испытуемой системы;

- в случае необходимости - использование измерений эталонной системы в алгоритмах испытуемой системы с целью анализа математического и программно-алгоритмического обеспечения испытуемой системы;

- также при необходимости - использование измерений испытуемой системы для отладки её математического и программно-алгоритмического обеспечения.

Структура комплекса приводится на Рисунке 46. В состав комплекса включены:

1. **Регистратор.** Предназначен для сбора данных с испытуемых датчиков/систем и эталонной системы, для синхронизации и записи данных на съёмный носитель. Регистратор выполнен в виде отдельного устройства, поддерживающего интерфейсы - 2 шт. RS-232, 2 шт. RS422, 1 шт. Ethernet, 2 шт. CAN2.0, 4 шт. GPIO. Производство МАИ.
2. **Эталон.** Предназначен для формирования эталонных показаний инерциальных датчиков, эталонного угла истинного курса, эталонных измерений НКА ГНСС (кодовых, доплеровских и фазовых). Состав – инерциальный блок LCI (производства “Northrop-Grumman Litef”); ГЛОНАСС L1/L2 GPS L1/L2/L5 двух антенный ГНСС приёмник SPAN-SE (производства “NovAtel”) с поддержкой измерений от инерциального модуля; две авиационные антенны ANT-42GNSSA-TW.
3. **Испытуемое оборудование.** В качестве примера - БИСНС-1ТМ производства ООО “Транзас Телематика”;
4. **Базовая станция.** Предназначена для формирования блока поправок ГНСС измерений. Базовая ГНСС станция DL-V3 (“NovAtel”) с геодезической антенной GNSS-750.
5. **Блок Wi-Fi.** Предназначен для организации канала связи с ноутбуком, установленном в салоне автомобиля с целью контроля и управления параметрами испытуемого оборудования и эталона.
6. **Аккумулятор.** Система питания элементов комплекса, размещенных в автобоксе.
7. **Ноутбук.** Предназначен для контроля и управления параметрами комплекса. Промышленный ноутбук А-790 производства Getac.
8. **Inertial Explorer.** ПМО компании NovAtel. Предназначено для совместной обработки данных от инерциального блока (IMULCI), двухантенного приёмника ГНСС

(SPAN-SE), базовой станции (DL-V3) для определения эталонных значений параметров ориентации и навигации.

9. **ПМО Постобработка.** ПМО, разработанное МАИ. Предназначено для совместной обработки и анализа показаний испытуемого оборудования и эталонных значений параметров ориентации и навигации.

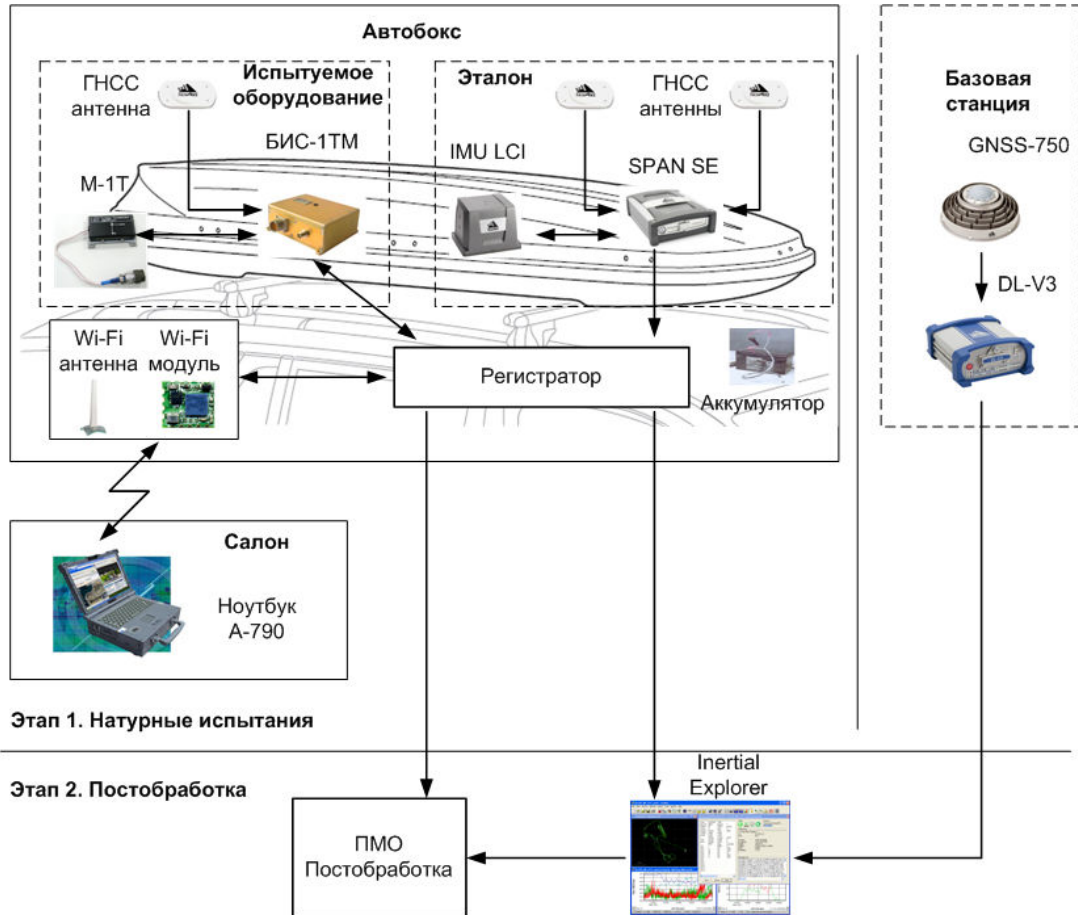


Рисунок 46 – Состав и структура комплекса испытаний на автотранспорте.

Достоинством предложенной методики и комплекса натуральных испытаний на автотранспорте являются:

- удобство монтажа оборудования как в автобоксе, так и автобокса на транспортное средство;
- отсутствие кабелей связи между ПК контроля и оборудованием автобокса за счет использования Wi-Fi соединения;
- высокая (до 200 Гц) частота съема данных с инерциальных датчиков и измерений ГНСС приёмника (до 20 Гц) эталонной системы;
- использование двухчастотного ГНСС приёмника;

- использование двухантенного ГНСС приёмника для определения эталонного угла истинного курса без дополнительного оборудования;
- использование базовой ГНСС станции для увеличения точности определения эталонных значений параметров ориентации и навигации;
- возможность точно измерить расстояния между фазовыми центрами антенн эталонной системы и центром системы координат эталонного инерциального блока, а также произвести определение взаимного положения испытываемого оборудования и эталонной системы;
- отсутствие необходимости каждый раз определять взаимную ориентацию и плечи между эталонной системой и системой координат, связанной с автомобилем;
- высокая точность определения параметров навигации и ориентации эталонной системы;
- возможность использования измерений эталонной и испытываемой систем для отладки математического и программно-алгоритмического обеспечения испытываемой системы в режиме обработки.

Таким образом, предложенная методика натурных испытаний БНК различных модификаций позволяет проводить отработку программно-математического и аппаратного обеспечения при динамике, приближенной к динамике БПЛА, с минимизацией временных и материальных затрат.

4.4 Результаты испытаний на автотранспорте

Для отработки предложенной методики и комплекса (п.4.3) для натурных испытаний навигационных систем на автотранспорте, а также для отработки режимов работы и анализа точностных характеристик систем, построенных на слабосвязанной схеме комплексирования, были проведены натурные испытания нескольких систем. В качестве примеров приводятся результаты натурных испытаний комплекса БИСНС-1ТМ производства компании “Транзас Телематика” (Рисунок 47а,б) и МБНПК “Трилистник” (Рисунок 47в,г) разработка МАИ (НИУ). Оба комплекса построены с использованием предложенной в работе слабосвязанной схемы комплексирования БИНС, ГНСС приёмника и МК (п.3.2).



Рисунок 47а – Блок инерциально-спутниковый БИС-1ТМ системы БИСНС-1ТМ

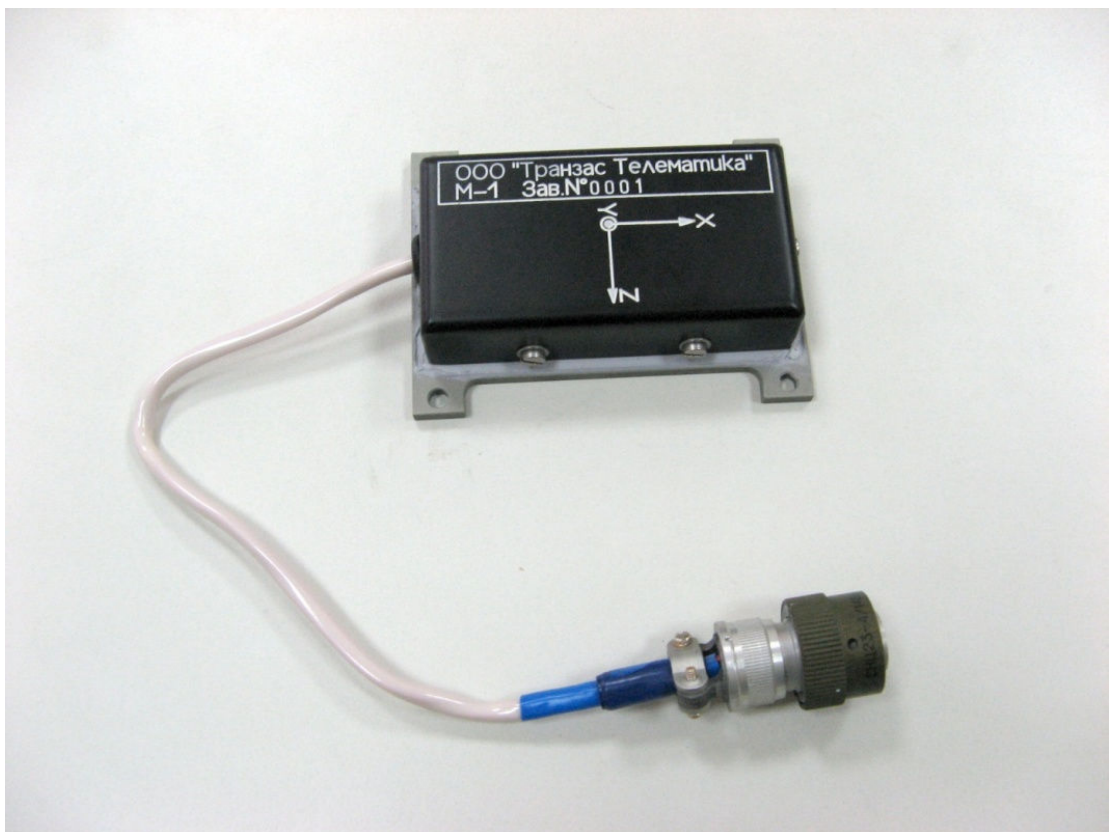


Рисунок 47б - Магнитный компас М-1 системы БИСНС-1ТМ.



Рисунок 47в - МБНПК "Трилистник" (демонстрационная сборка).



Рис. 47г - БНК МБНПК "Трилистник".

Исходя из предложенного подхода к проектированию БНК, алгоритмического обеспечения и результатов имитационного моделирования и натурных испытаний, с учётом необходимости повышения точности и надёжности определения параметров ориентации и навигации, улучшения тактико-технических и стоимостных характеристик, повышения конкурентно способности изделий в целом ЗАО “Транзас Авиация” был разработан БНК БИСНС-2Т (Рисунок 47г,д), и в настоящее время разрабатывается малогабаритный интегрированный БНК БИСНС-3А (Рисунок 47е,ж) для малых и средних БПЛА.



Рисунок 47г - Блок инерциально-спутниковый БИС-2Т системы БИСНС-2Т.



Рисунок 47д. Магнитный компас М-2Т системы БИСНС-2Т.

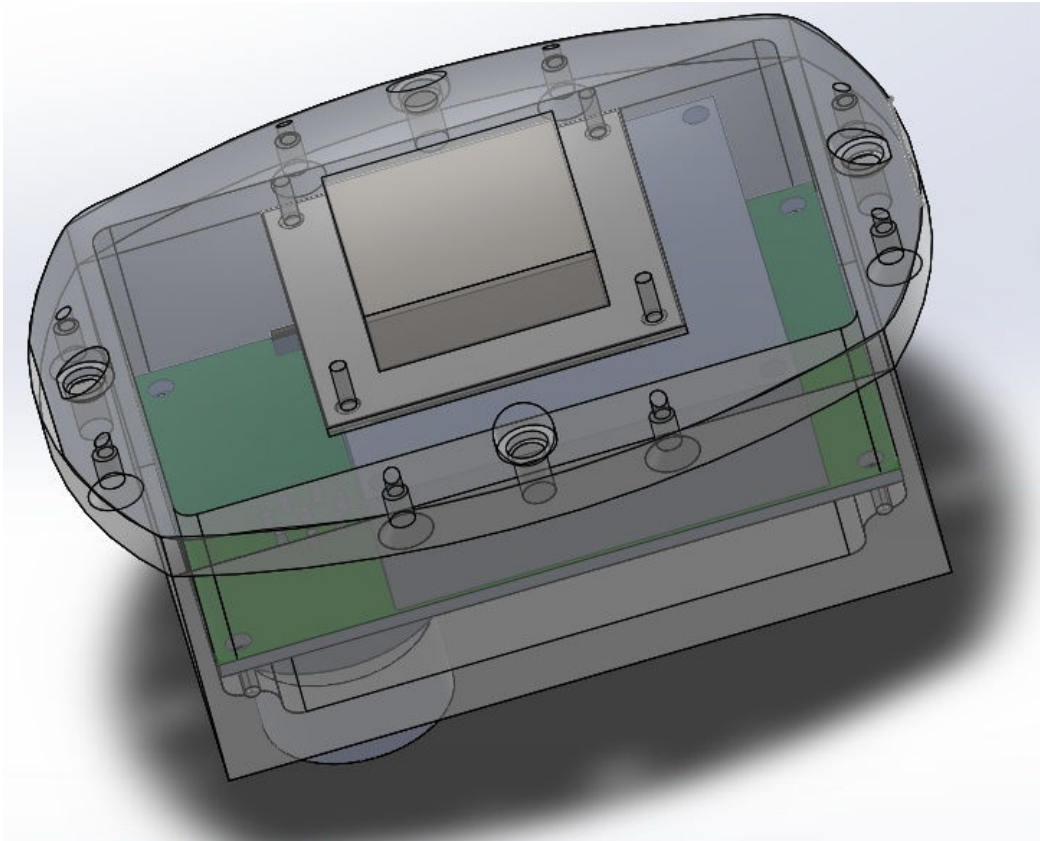


Рисунок 47е - Конструкция БИСНС-3А. Вид-1.

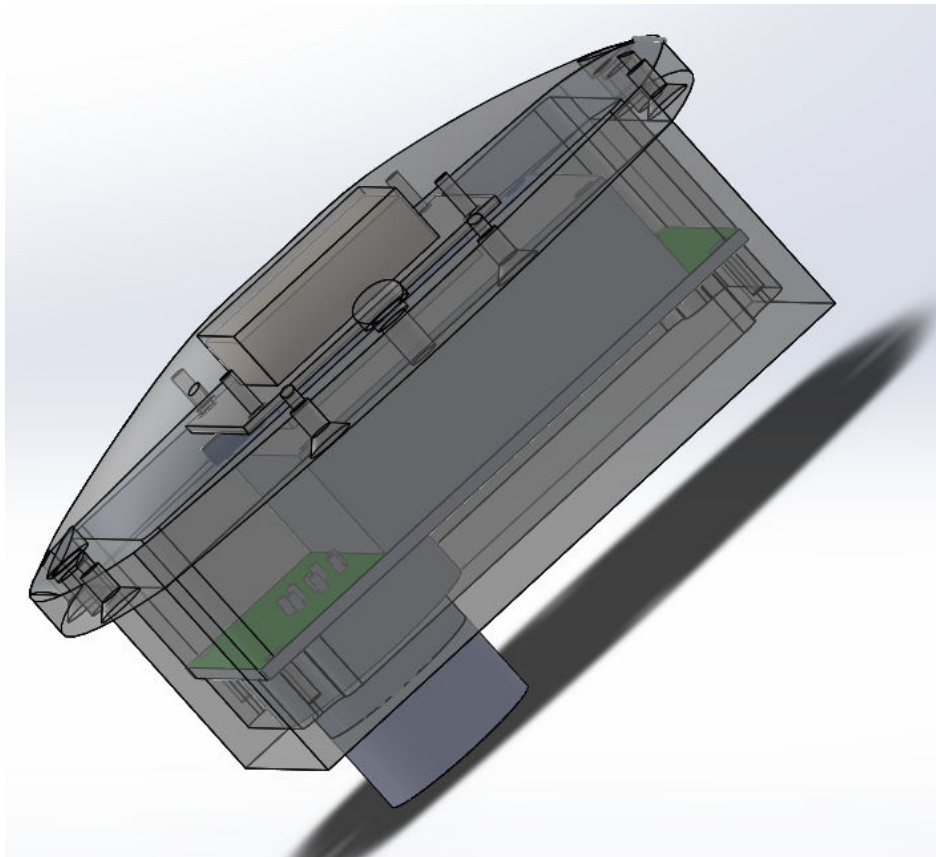


Рисунок 47ж - Конструкция БИСНС-3А. Вид-2.

БИСНС-2Т предназначен для определения пилотажно-навигационных параметров БПЛА и обеспечивает:

- определение и выдачу бортовым потребителям следующих основных параметров:
 - углов крена, тангажа, курса (истинного и магнитного) и путевого угла БПЛА;
 - географических координат БПЛА в с.к. WGS-84;
 - путевой скорости БПЛА и её северной и восточной проекций;
 - высоты полёта БПЛА относительно эллипсоида WGS-84;
 - времени UTC;
 - линейных ускорений по осям БПЛА;
 - угловых скоростей по осям БПЛА;
- программирование, перепрограммирование и хранение магнитных девиационных коэффициентов, магнитного склонения и установочных данных БИСНС-2Т на БПЛА;
- накопление и хранение полётных данных.

При разработке БИСНС-2Т реализован предложенный подход (см. гл. 1) к проектированию навигационных комплексов, отталкивающийся от алгоритмов комплексной обработки информации. В системе реализована предложенная в работе слабосвязанная схема комплексирования БИСНС-ГНСС-МК.

БИСНС-3А имеет тот же базовый набор требований, что и БИСНС-2Т. Основными отличиями являются:

- интегрирование в едином комплексе микромеханической БИСНС, МК, ГНСС приёмника с возможностью обратной связи к контур слежения за сигналом ГНСС и бескорпусной антенны ГНСС;
- способ монтажа изделия – снаружи в верхней части фюзеляжа БПЛА;
- в БИСНС-3А реализуется предложенный в работе алгоритм комплексирования БИСНС-ГНСС-МК на базе жёсткосвязанной схемы перестраиваемой структурой и с использованием волнового и статистического подхода при описании погрешностей измерений.

4.4.1 Результаты испытаний на автотранспорте БИСНС-1ТМ

Эталонная траектория и траектория, построенная по показаниям БИСНС-1ТМ, приведены на Рисунке 48.

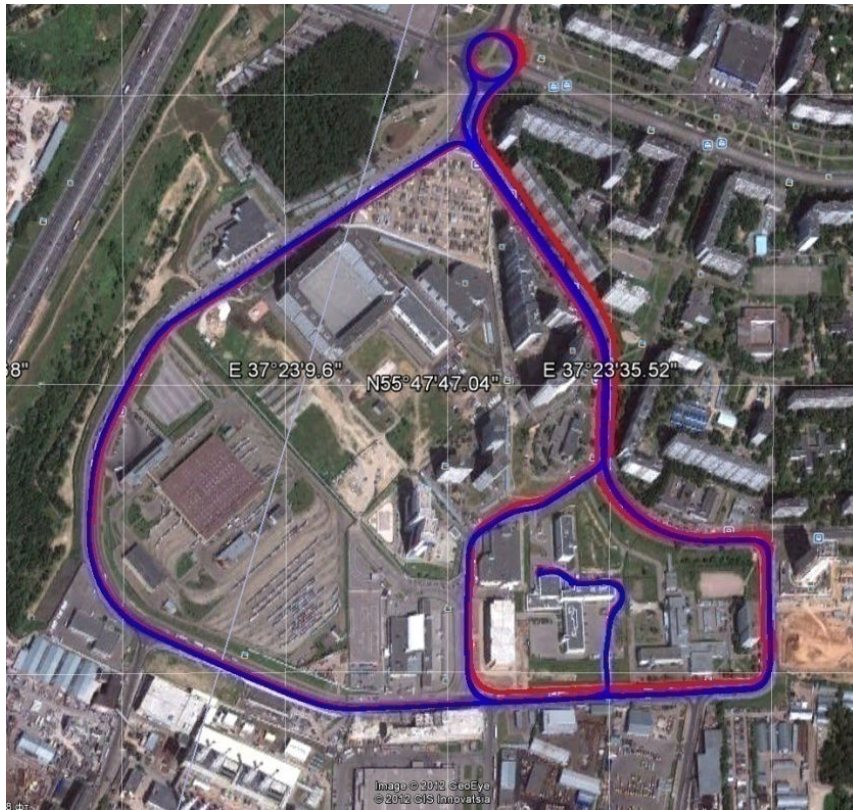


Рисунок48 –Эталонная траектория (синий цвет), траектория по показаниям БИСНС-1ТМ (красный цвет).

На Рисунке 49 приведены углы крена эталона и БИСНС-1ТМ

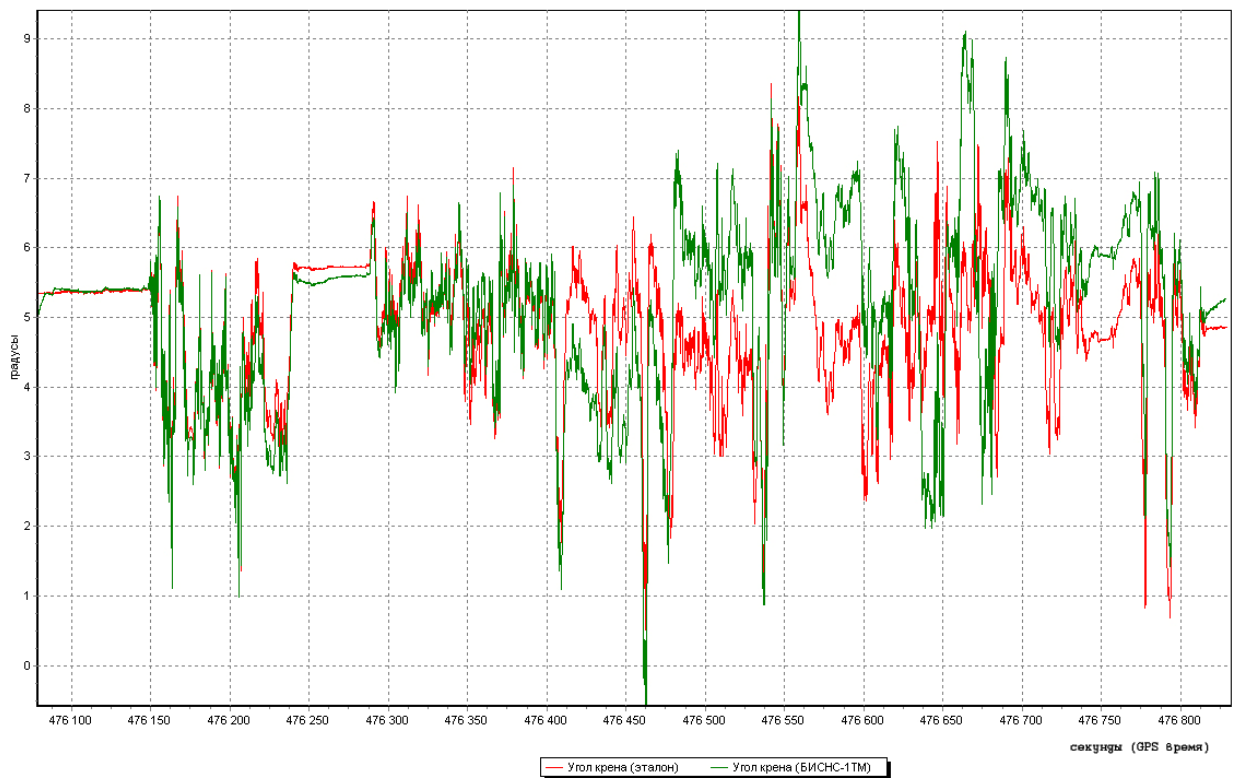


Рисунок 49 – Угол крена.

На Рисунке 50 приведены углы тангажа эталона и БИСНС-1ТМ

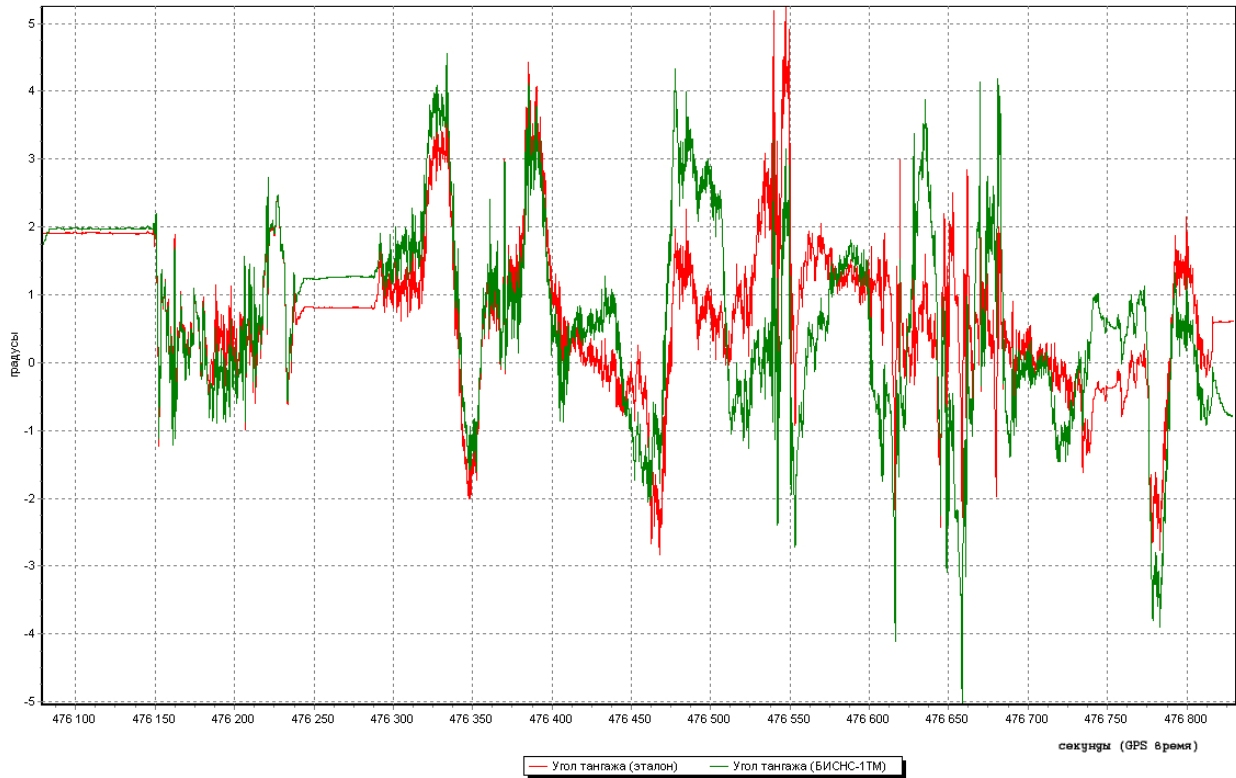


Рисунок 50 – Угол тангажа.

На Рисунке 51 приведены углы истинного курса эталона и БИСНС-1ТМ.

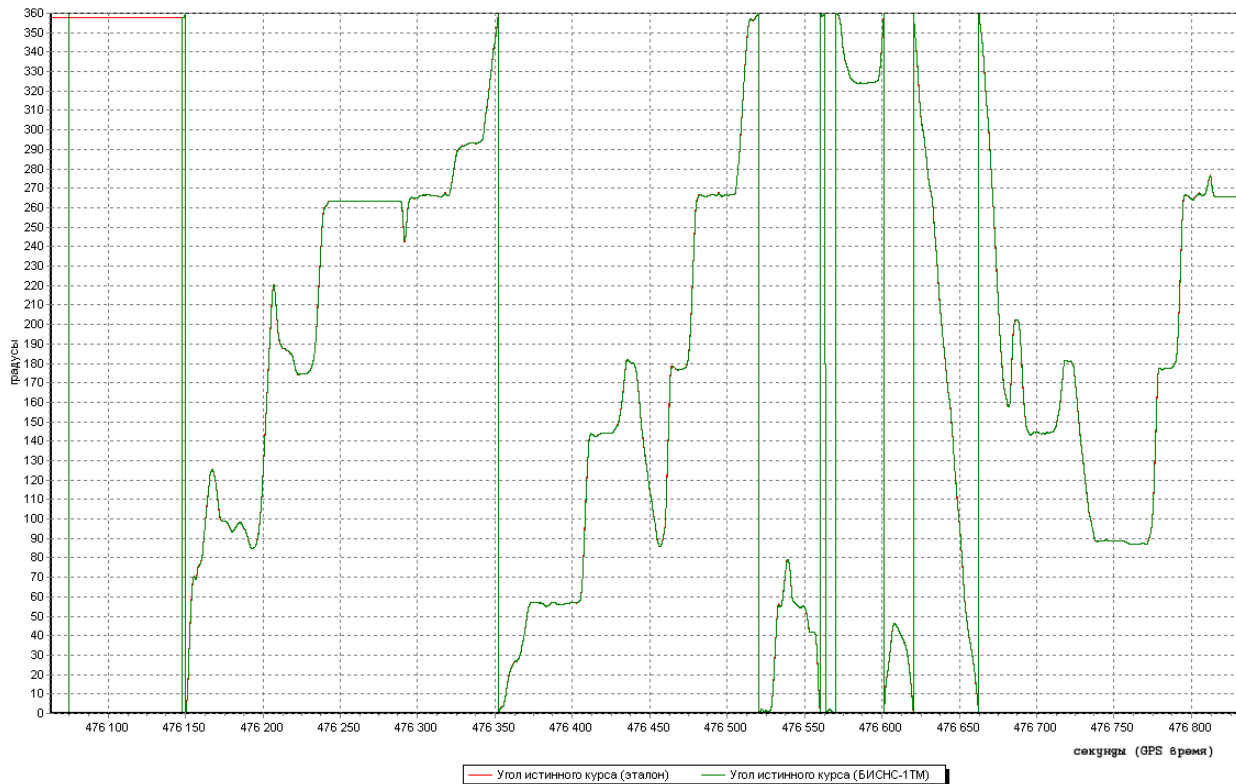


Рисунок 51 – Угол истинного курса.

На Рисунках 52, 53 приведены восточные и северные составляющие путевой скорости эталона и БИСНС-1ТМ, соответственно.

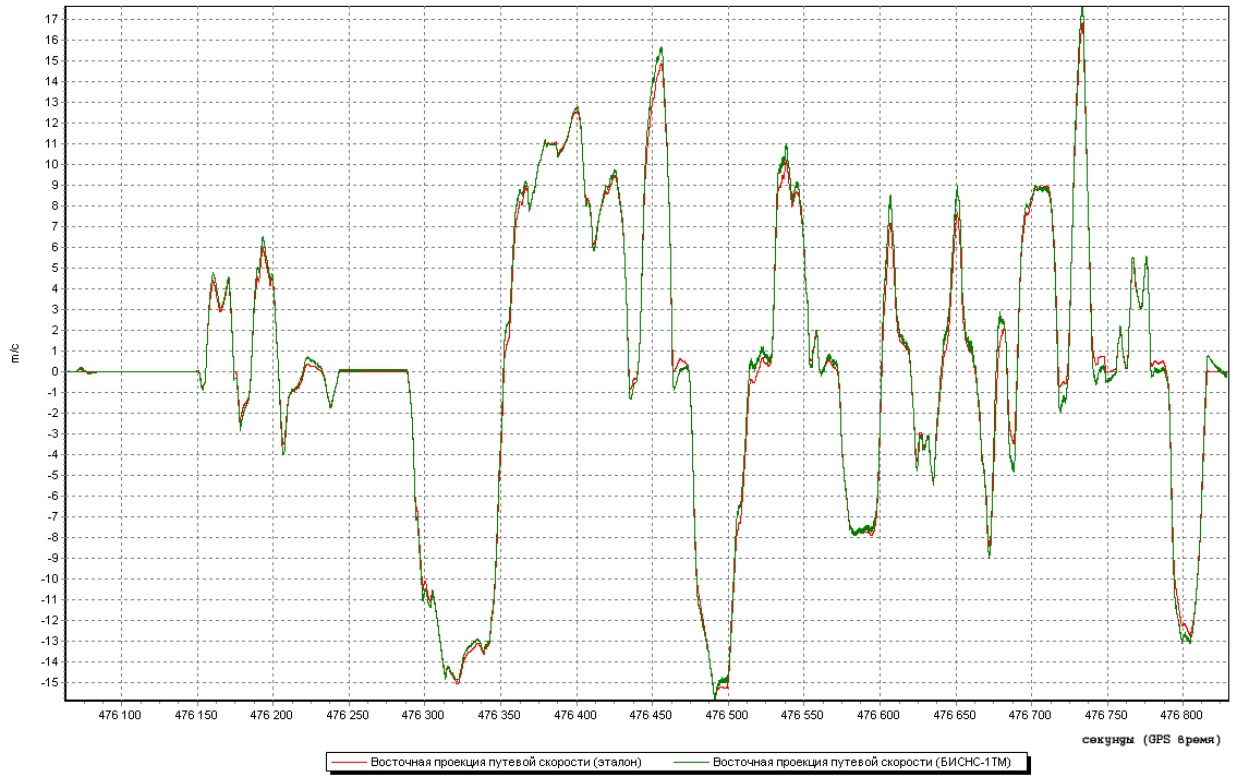


Рисунок 52 – Восточная проекция путевой скорости.

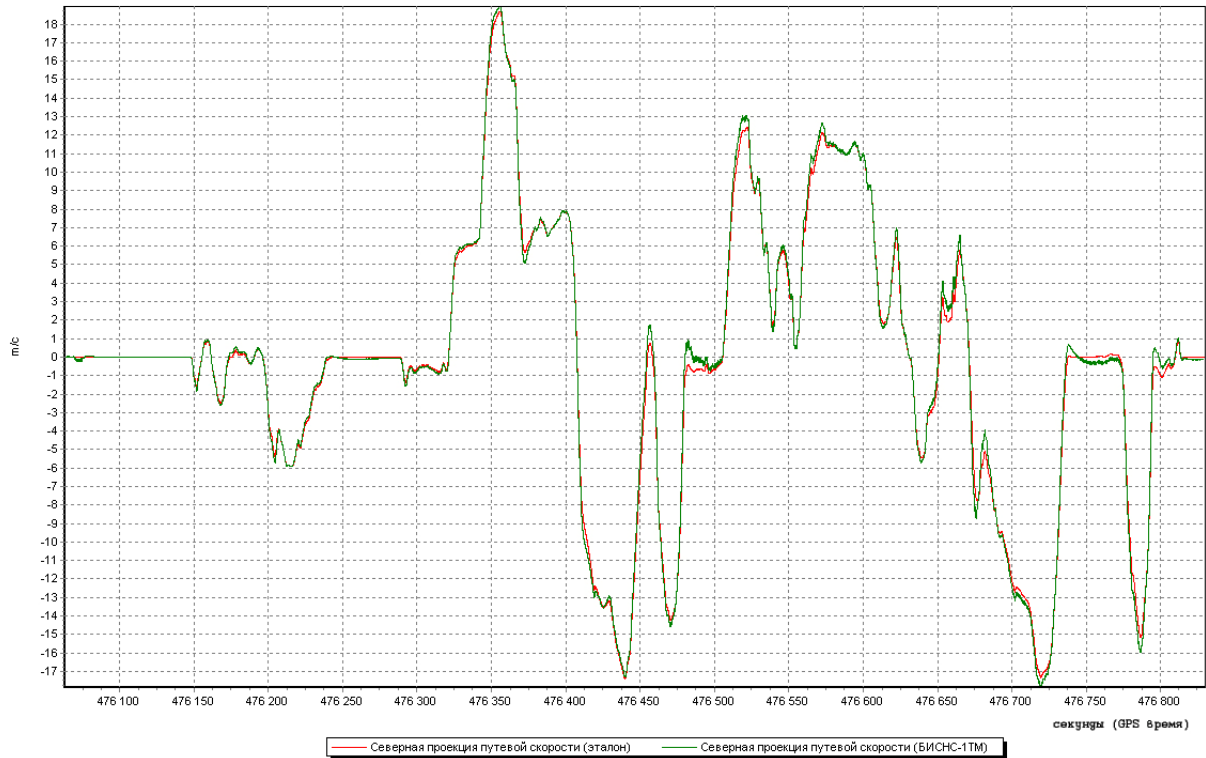


Рисунок 53 – Северная проекция путевой скорости.

На Рисунке 54 приведены PDOP (а) и количество НКА рабочего созвездия ГНСС (б) БИСНС-1ТМ.

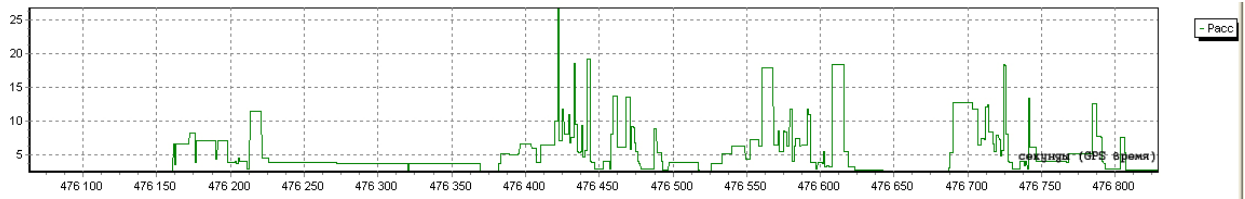


Рисунок 54а – PDOP БИСНС-1ТМ.

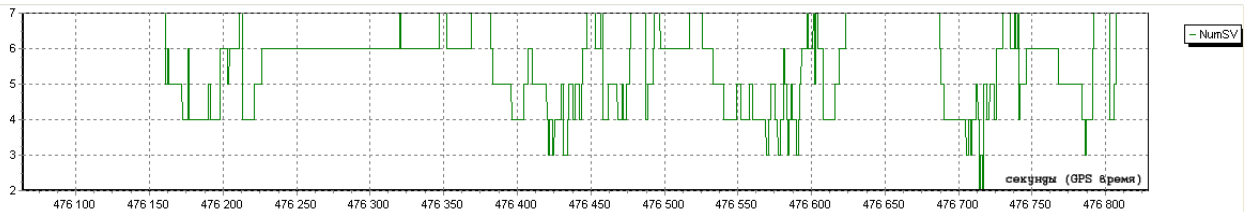


Рисунок 54б – Количество НКА рабочего созвездия ГНСС БИСНС-1ТМ.

4.4.2 Результаты испытаний на автотранспорте МБНПК “Трилистник”

Эталонная траектория и траектория, построенная по показаниям МБНПК “Трилистник”, приведены на Рисунке 55.

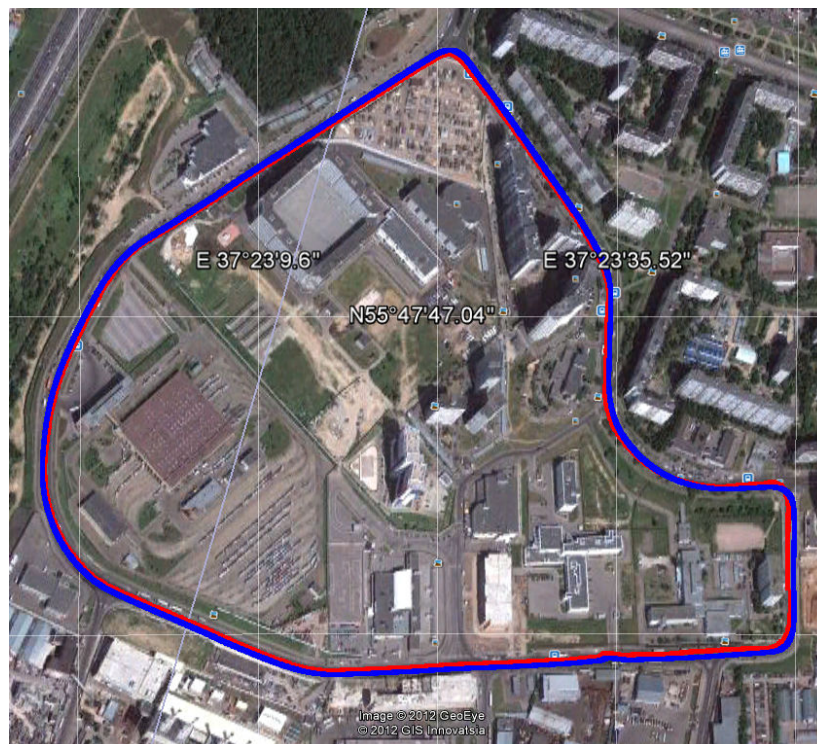


Рисунок 55 – Эталонная траектория (синий цвет), траектория по показаниям МБНПК (красный цвет).

На Рисунке 56 приведены углы крена эталона и МБНПК.



Рисунок 56 – Угол крена.

На Рисунке 57 приведены углы тангажа эталона и МБНПК.

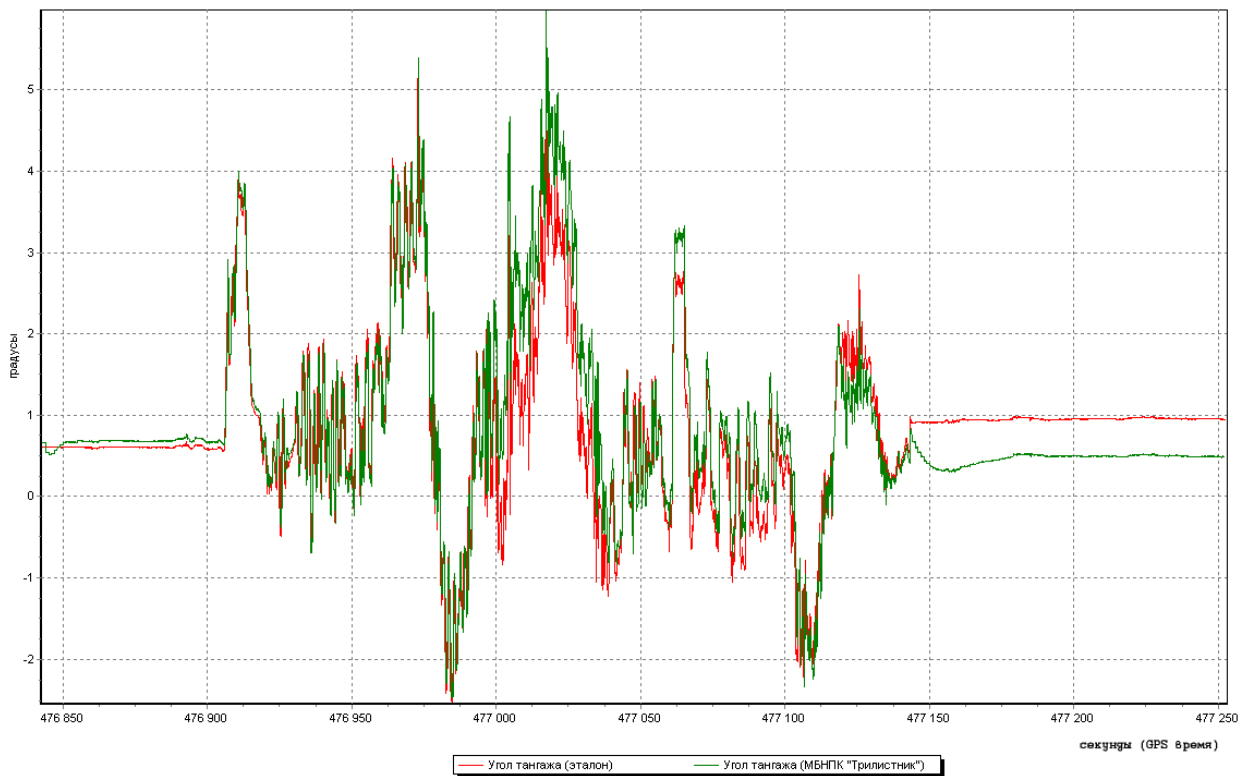


Рисунок 57 – Угол тангажа.

На Рисунке 58 приведены углы истинного курса эталона и МБНПК.

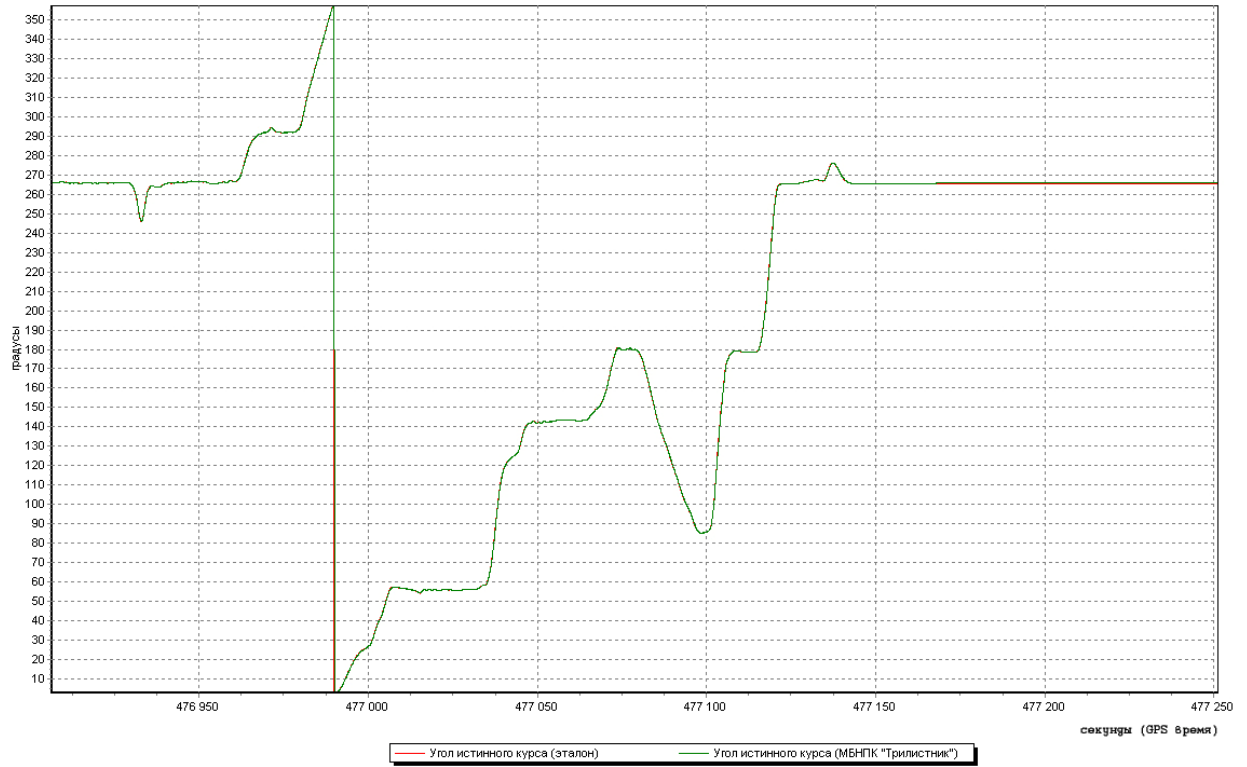


Рисунок 58 – Угол истинного курса.

На Рисунках 59, 60 приведены восточные и северные составляющие путевой скорости эталона и МБНПК, соответственно.



Рисунок 59 – Восточная проекция путевой скорости.



Рисунок 60 – Северная проекция путевой скорости.

На рисунке 61 приведены PDOP (а) и количество НКА рабочего созвездия ГНСС (б) МБНПК.

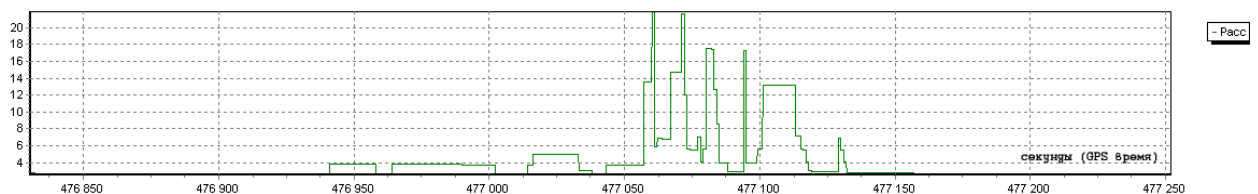


Рисунок 61а – PDOP МБНПК.

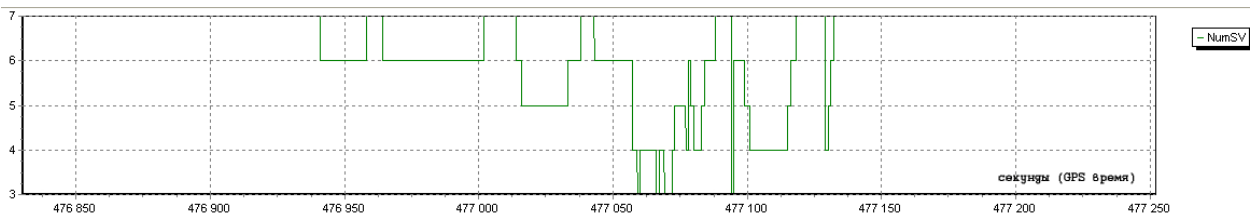


Рисунок 61б – Количество НКА рабочего созвездия ГНСС.

Анализ результатов натурных испытаний на автотранспорте показывает следующее:

1. Предложенная методика и комплекс оборудования значительно снижают временные и материальные затраты на проведение испытаний на автотранспорте.
2. Разработанные алгоритмы гировертикали и алгоритм определения гироманнитного курса позволяют в автономном режиме работы БИСНС-1ТМ и МБНПК (без

коррекции от ГНСС) при динамике объекта, приближенной к динамике БПЛА “Дозор-100”, получить следующие точности определения параметров ориентации:

- углов крена и тангажа 1 градус (1 СКО);
- угла магнитного и гироманитного курса 1 градус (1 СКО).

3. Предложенные алгоритмы комплексной обработки информации (п.3.2) микромеханической двухканальной БИНС, приёмника ГНСС и МК на базе слабосвязанной схемы комплексирования, реализованные в двух системах (БИСНС-1ТМ и МБНПК), удовлетворяют требованиям к точности определения соответствующих параметров навигационным комплексом БПЛА:
 - точность определения широты и долготы составляет 10 [м] (1 СКО) в режиме коррекции БИНС от ГНСС и МК;
 - точность определения углов крена, тангажа и истинного курса составляет 1° (1 СКО) в режиме коррекции БИНС от ГНСС и МК;
 - точность определения горизонтальных проекций путевой скорости составляет 0,25 [м/с] (1 СКО) в режиме коррекции БИНС от ГНСС и МК.
4. Микромеханические инерциальные датчики БИСНС-1ТМ (ДУС Systron Donner LCG-100-250 и акселерометры Colibrys MS8010.D) и МБНПК “Трилистник” (инерциальный блок Silicon Sensing DMU02) не позволяют организовать автономное определение координат и скоростей на длительном интервале времени, удовлетворяющее требованиям по точности для БПЛА. Ошибка определения местоположения в автономном режиме (без коррекции от ГНСС) для БИСНС-1ТМ составляет 100 м за первые 10-15 секунд. Для МБНПК 100 м за первые 30 секунд.
5. Предложенная в работе методика определения взаимной ориентации БНК и МК удовлетворяет требованиям к определению углов магнитного (гироманитного) курса.
6. Разработанная методика девиационных работ удовлетворяет требованиям к точности определения магнитного (гироманитного) курса.
7. Предложенная методика позволяет отрабатывать алгоритмическое и программно-математическое обеспечение навигационных комплексов в режиме обработки с использованием измерений, полученных при натуральных испытаниях на подвижном основании (автотранспорте).

4.5 Лётные испытания БНК

Заключительный этап отладки и подтверждения характеристик БНК различных схем комплексирования и аппаратной реализации - лётные испытания. При этом лётные испытания могут включать в себя до трёх вариантов - лётные испытания на мотодельтаплане, на "летающей лаборатории" и испытания непосредственно в составе КБО БПЛА. Основными отличиями предложенных испытаний является тип летательного аппарата и наличие/отсутствие датчиков и систем для определения эталонных значений измеряемых и выдаваемых параметров.

Испытания на мотодельтаплане предназначены для отладки программно-алгоритмического и аппаратного обеспечения БНК на траекториях и режимах, максимально приближенных к БПЛА. Состав и структура комплекса бортового оборудования аналогична комплексу для испытания на автотранспорте. Методика испытания также совпадает до особенностей применения на летательном аппарате. Таким образом появляется возможность использовать оборудование (вплоть до возможности использовать полностью то же оборудование, кабели и оснастку), наработки, методики как для испытания на автотранспорте, так и мотодельтаплане. Что даёт требуемый результат при минимизации стоимости испытания и времени на их подготовку, проведения и анализ результатов.

Лётные испытания БНК с использованием "летающей лаборатории" дают наиболее точные оценки параметров БНК. "Летающая лаборатория" представляет собой пилотируемое ВС, в состав бортового оборудования которого входят высокоточные датчики и системы, позволяющие определять эталонные значения, как параметров ориентации и навигации, так и непосредственно измерений подсистем БНК. Методики испытаний, система сбора и синхронизации измерений эталона и БНК, ПМО обработки таких лётных испытаний дают возможность оценить точностные характеристики работы БНК с высокоточной привязкой ко времени и координатам. Минусом такого рода испытаний является высокая стоимость и продолжительная подготовка. В связи с этим стоит задача минимизации испытаний с использованием "летающей лаборатории", например, проведением испытаний БНК на мотодельтаплане.

Завершающим этапом лётных испытаний являются испытания в составе КБО БПЛА. При этом в силу невозможности установки на борту БПЛА малого и среднего класса элементов эталонной системы, прежде всего из-за массогабаритных и энергетических ограничений, а также в силу сложности компоновки оборудования на борту, такие испытания осуществляются без использования эталонных измерений, что и является основной причиной проведения

летных испытаний первых двух видов (мотодельтаплан, "летающая лаборатория") до проведения испытаний БНК в составе КБО БПЛА.

С целью подтверждения характеристик комплексной навигационной системы БИСНС-1ТМ, построенной с использованием слабосвязанной схемы комплексирования (п.п. 3.2) на базе измерений микромеханической БИНС, ГНСС приёмника и МК, была разработана методика и комплекс оборудования летных испытаний на мотодельтаплане, в "летающей лаборатории" и в составе КБО БПЛА "Дозор-100".

4.6 Результаты лётных испытаний БНК на "летающей лаборатории"

На Рисунке 62 приведена траектория полёта.

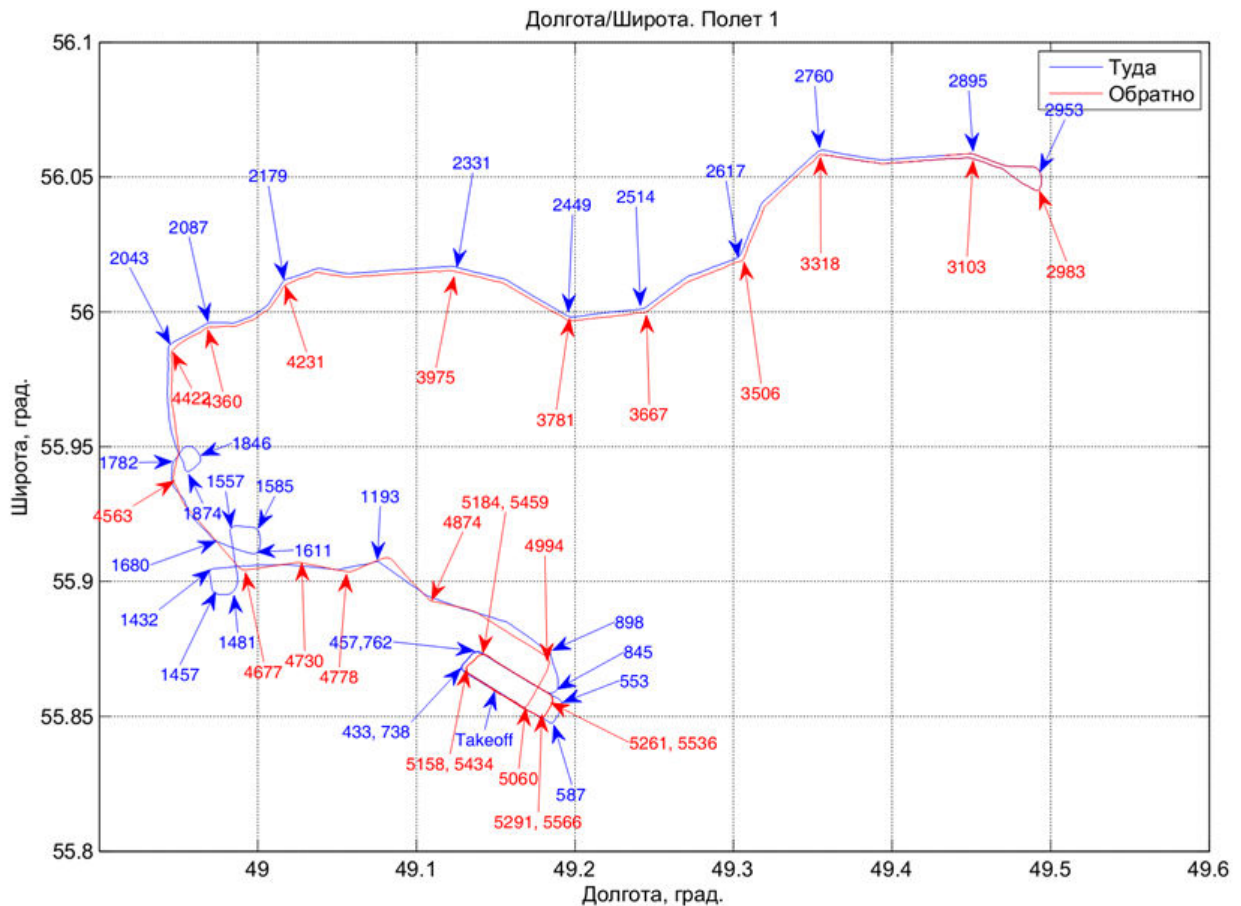


Рисунок 62 – Траектория движения "летающей лаборатории".

На Рисунке 63 приведены режимы работы БИСНС-1ТМ и сигнала "Обжатие шасси".

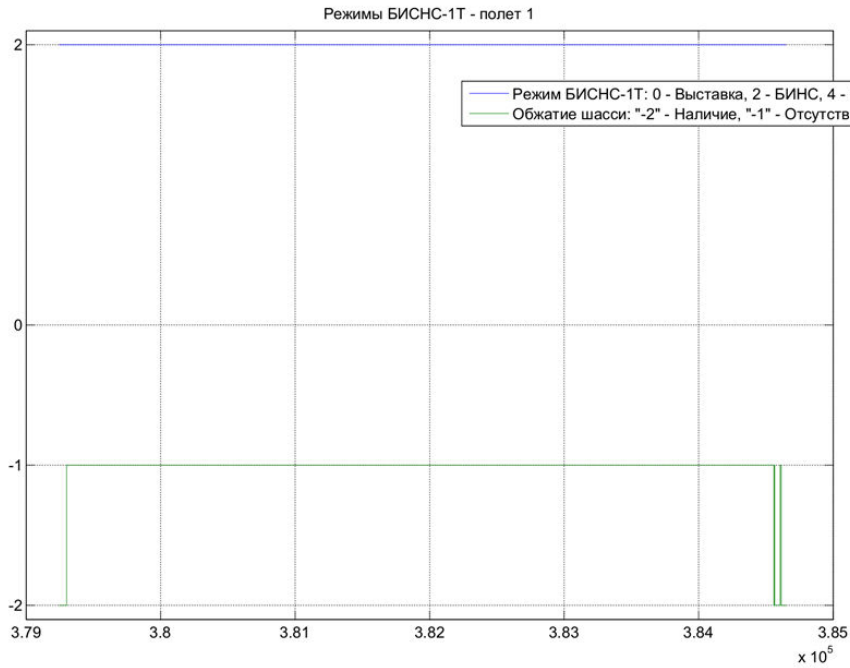


Рисунок 63 – Режимы работы БИСНС-1ТМ и сигнала “Обжатие шасси”.

На Рисунках 64 а,б,в,г,д,е приведён профиль высоты эталонной системы и БИСНС-1ТМ. Зеленым цветом обозначены моменты времени изменения состояния датчика “Обжатие шасси”.

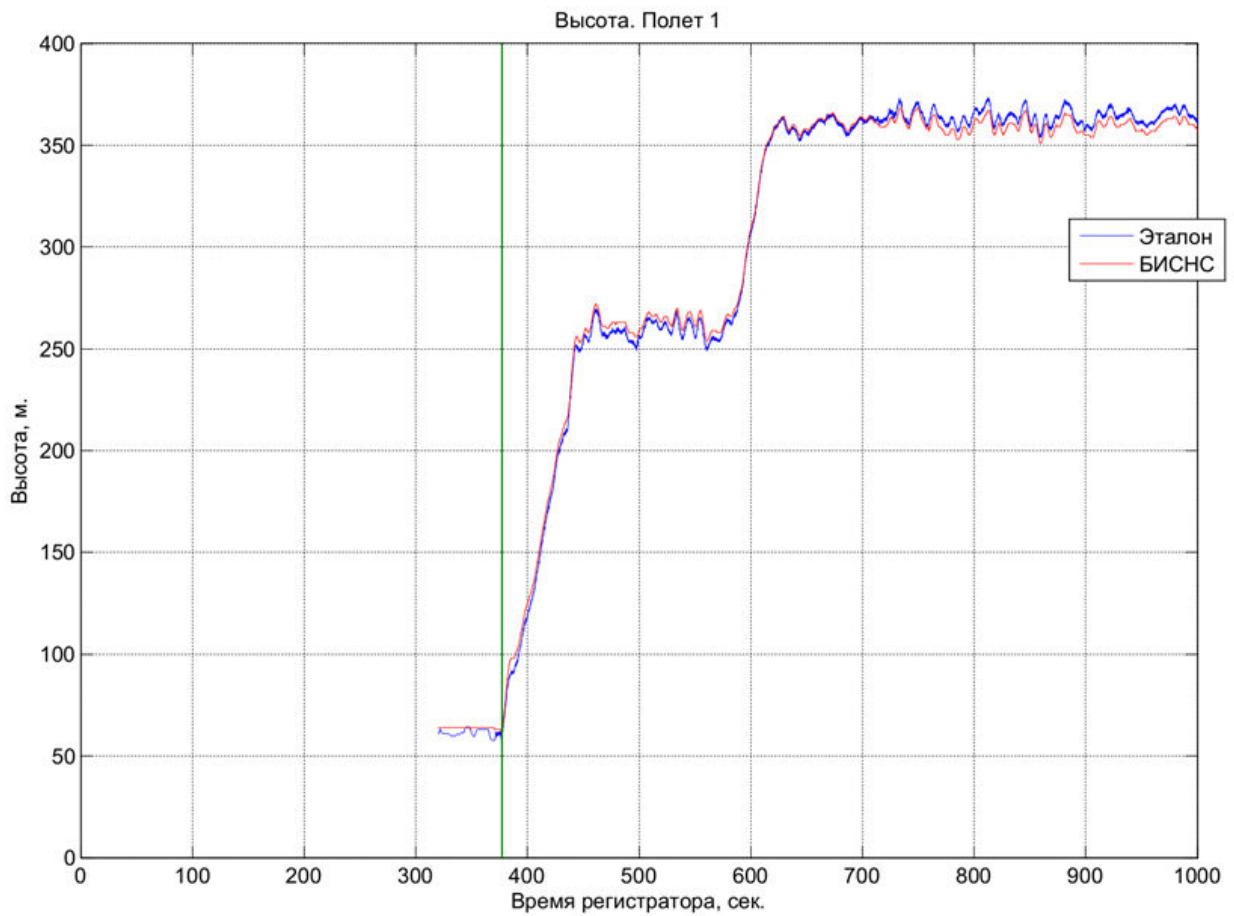


Рисунок 64а. – Высота.

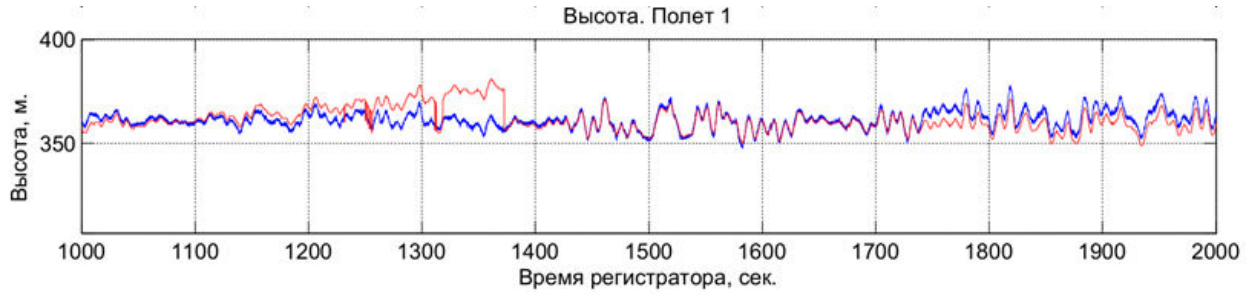


Рисунок 64б – Высота.

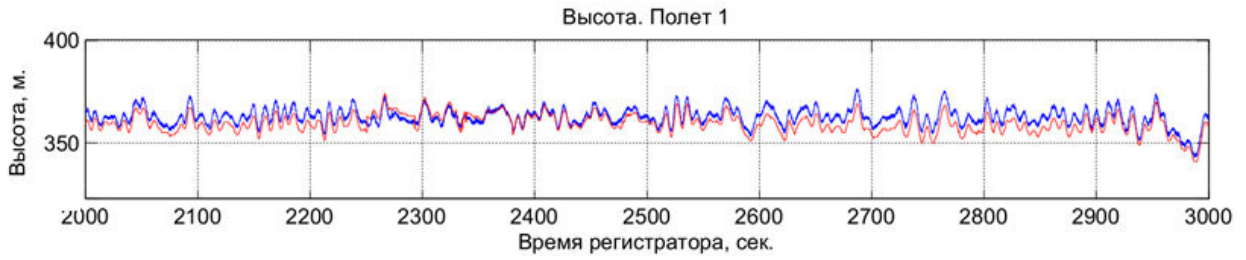


Рисунок 64в – Высота.

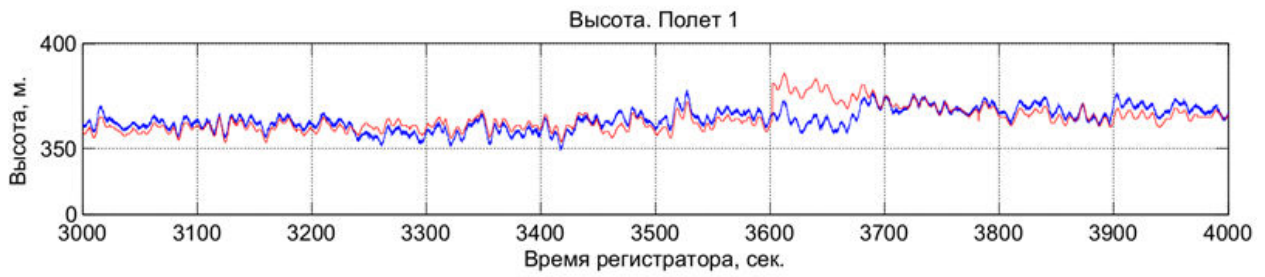


Рисунок 64г – Высота.

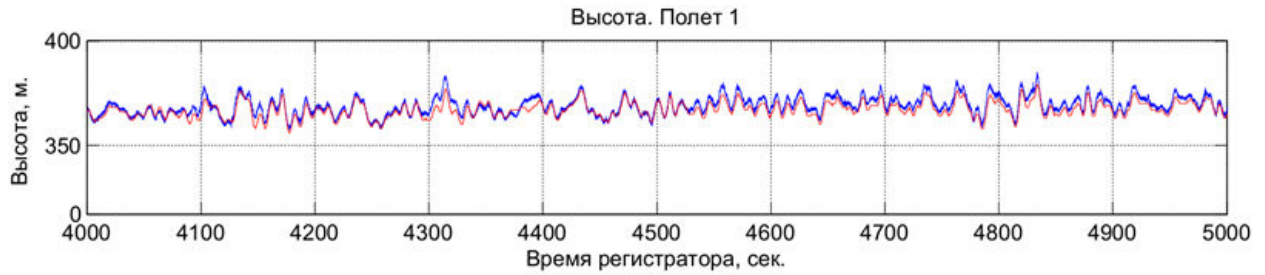


Рисунок 64д – Высота.

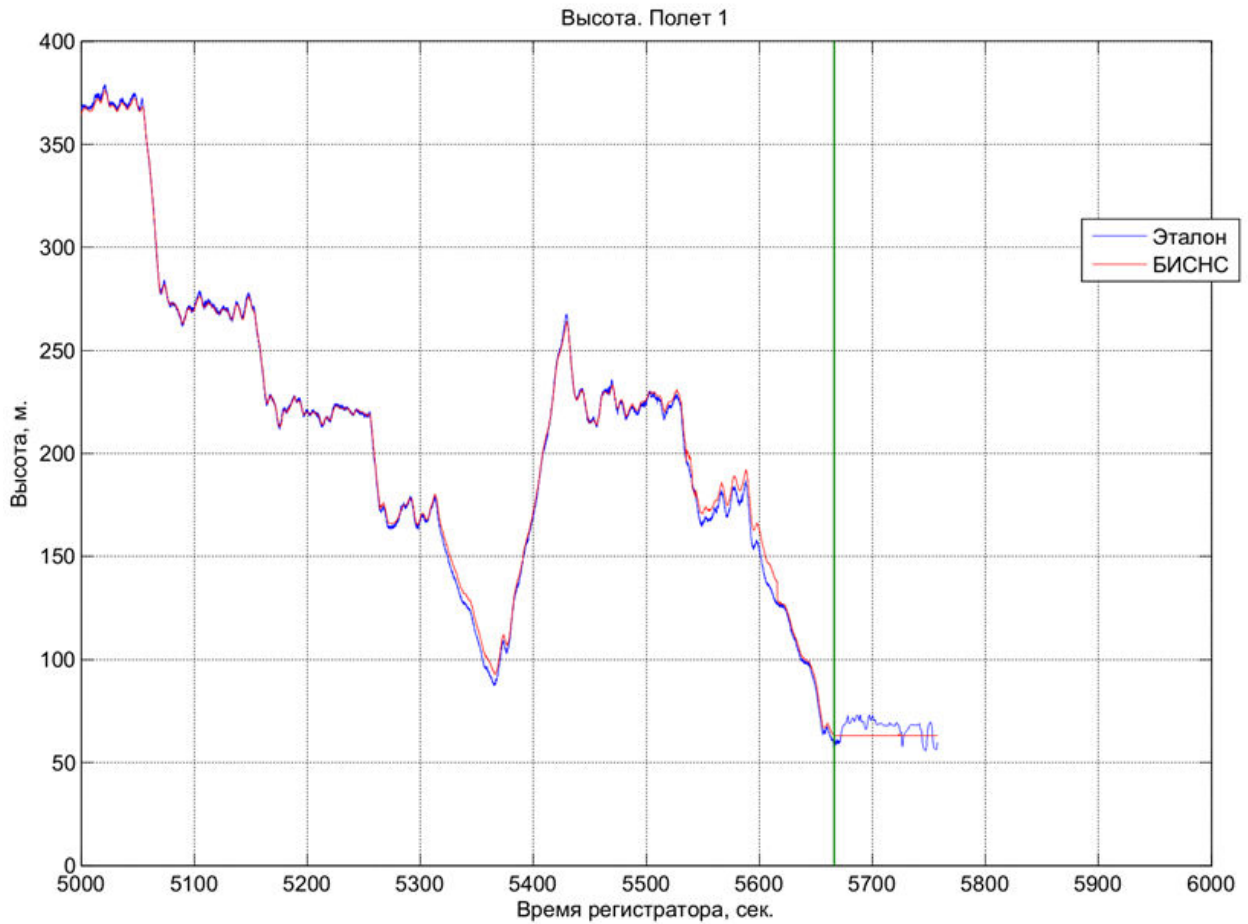


Рисунок 64е – Высота.

На Рисунках 65 а,б,в,г,д,е приведены графики поведения угла крена эталонной системы и БИСНС-1ТМ. Зеленым цветом обозначены моменты времени изменения состояния датчика «Обжатие шасси».

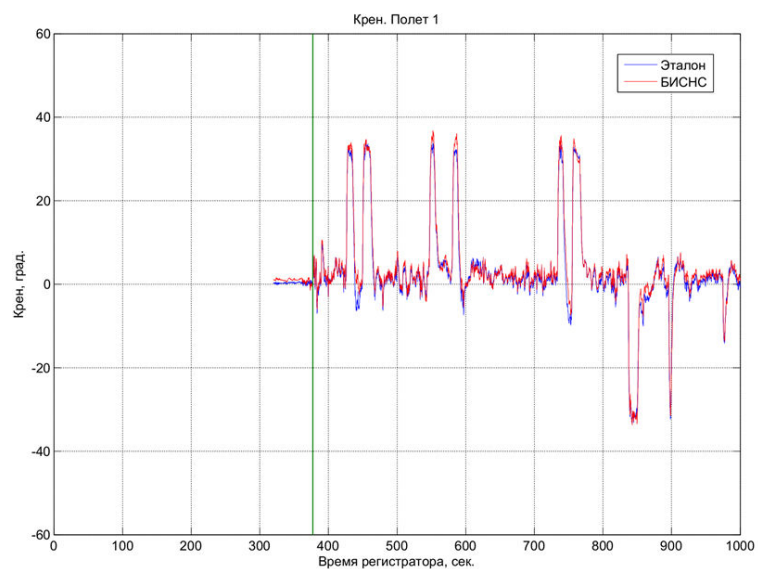


Рисунок 65а – Угол крена.

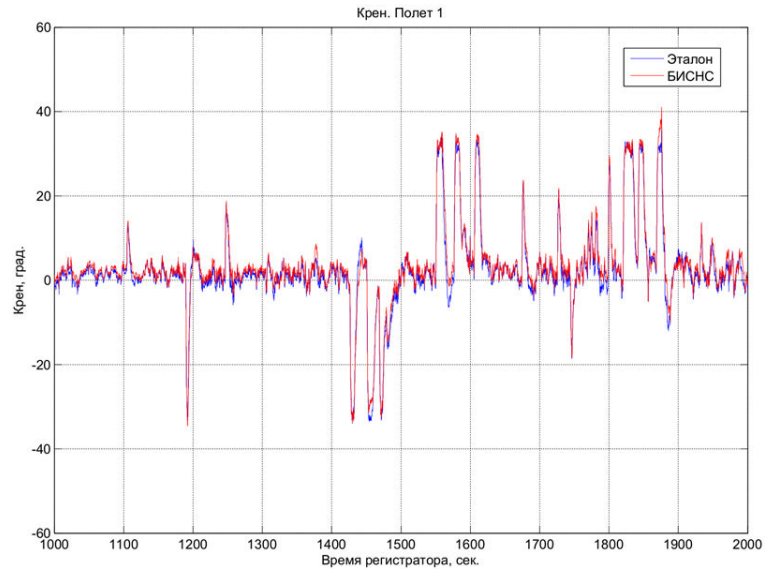


Рисунок 65б – Угол крена.

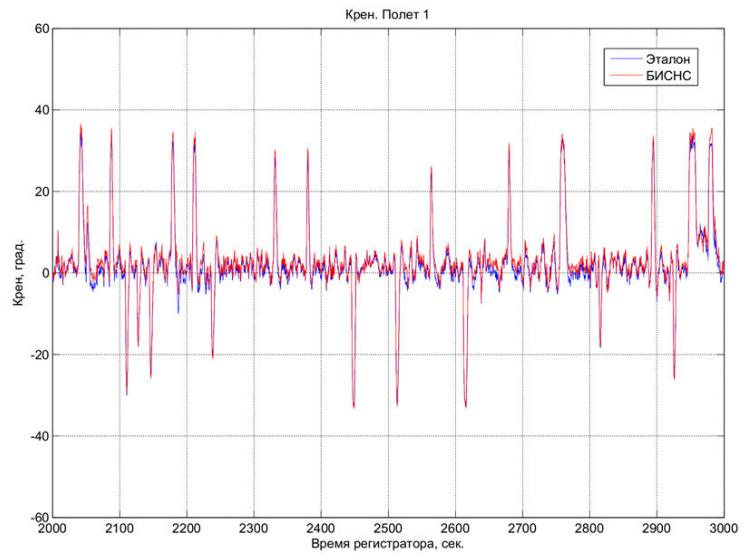


Рисунок 65в – Угол крена.

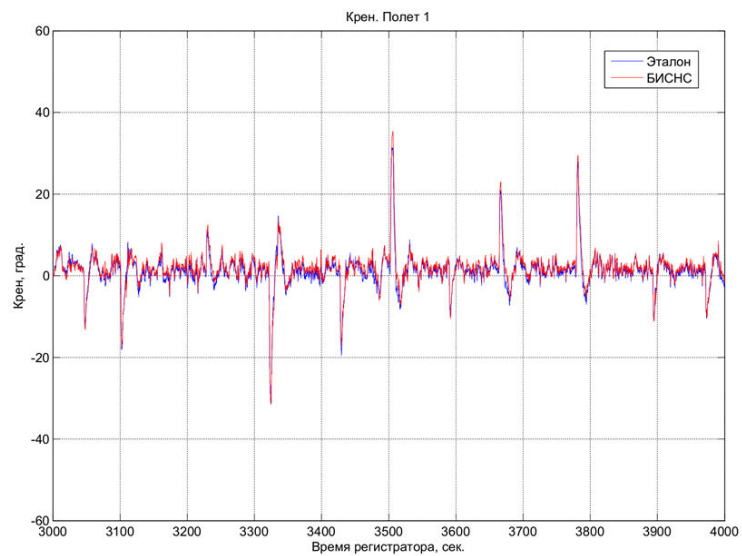


Рисунок 65г – Угол крена.

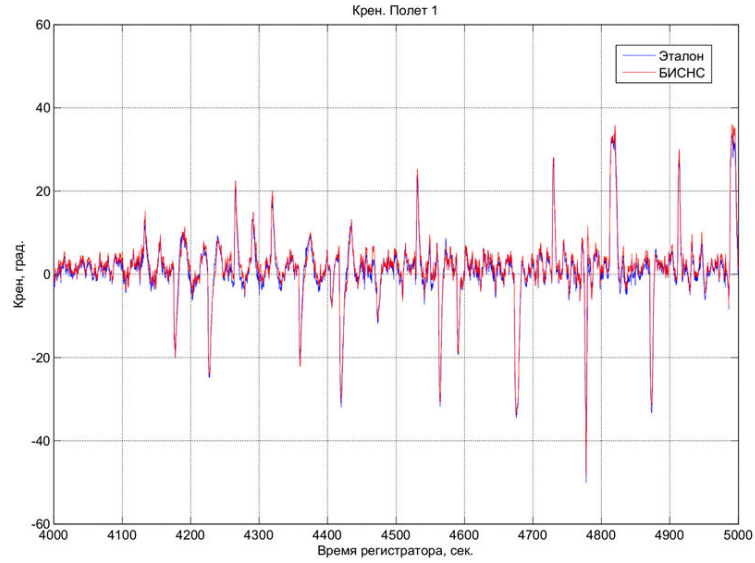


Рисунок 65д – Угол крена.

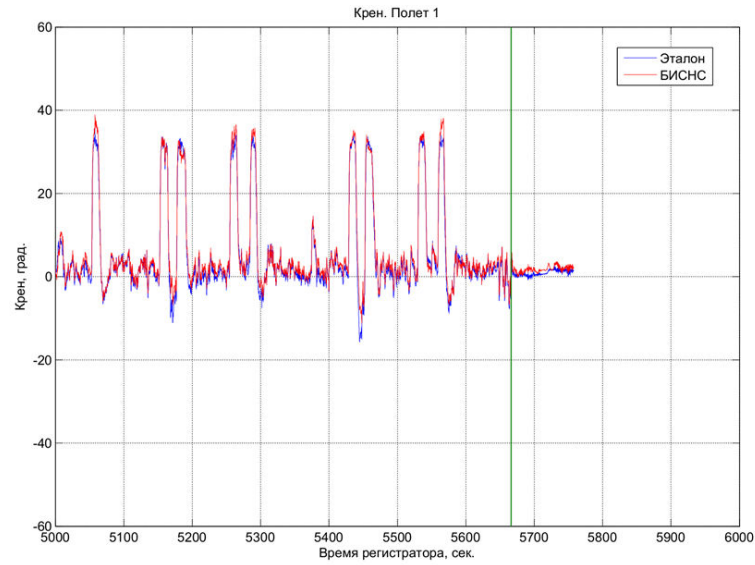


Рисунок 65е – Угол крена.

На Рисунках 66 а,б,в,г,д,е приведены графики поведения угла тангажа эталонной системы и БИСНС-1ТМ.

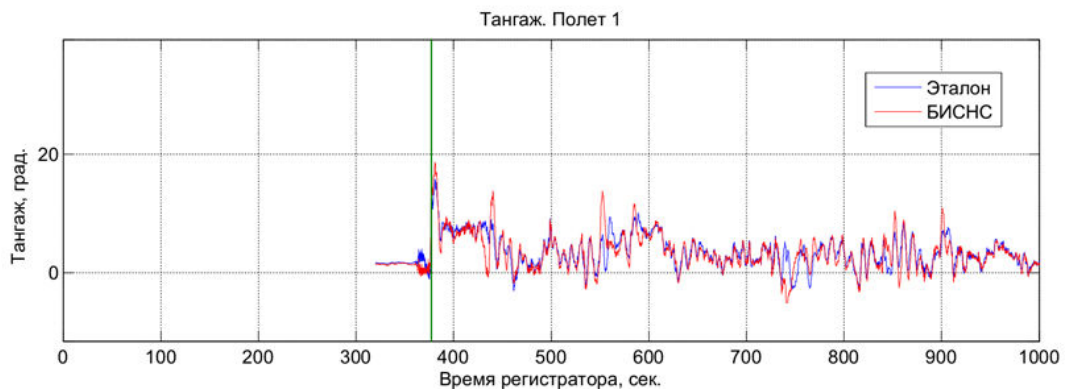


Рисунок 66а – Угол тангажа.

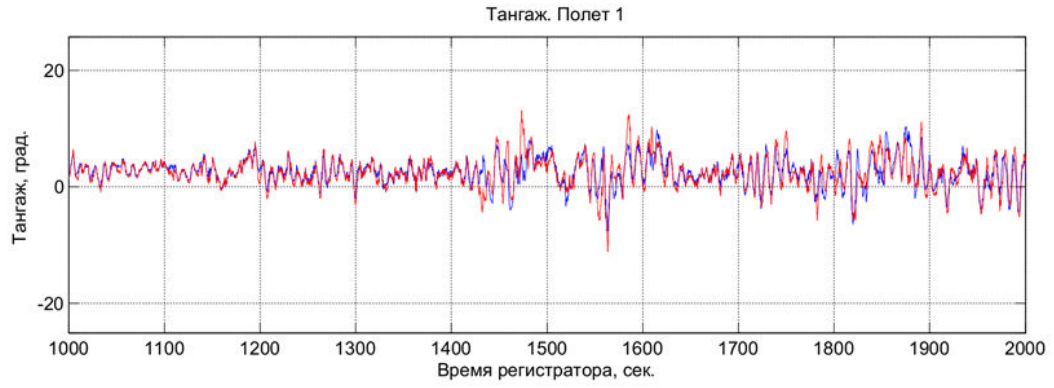


Рисунок 66б – Угол тангажа.

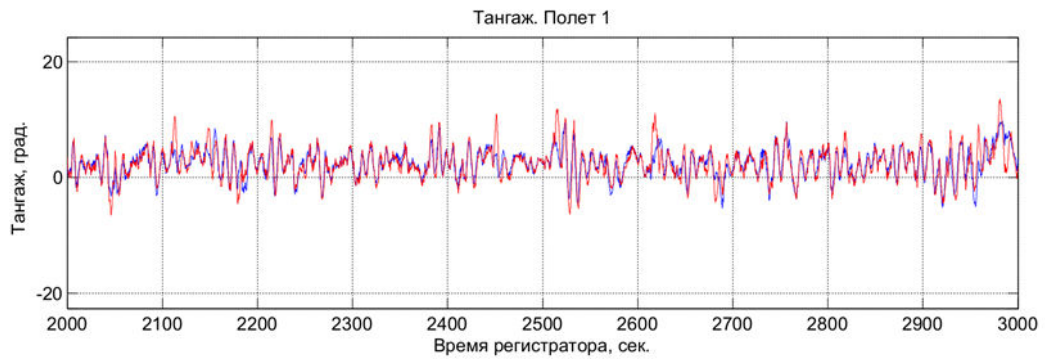


Рисунок 66в – Угол тангажа.

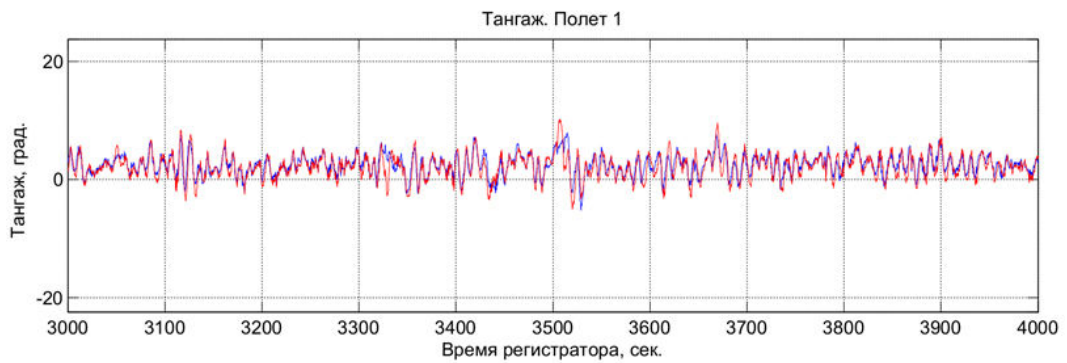


Рисунок 66г – Угол тангажа.

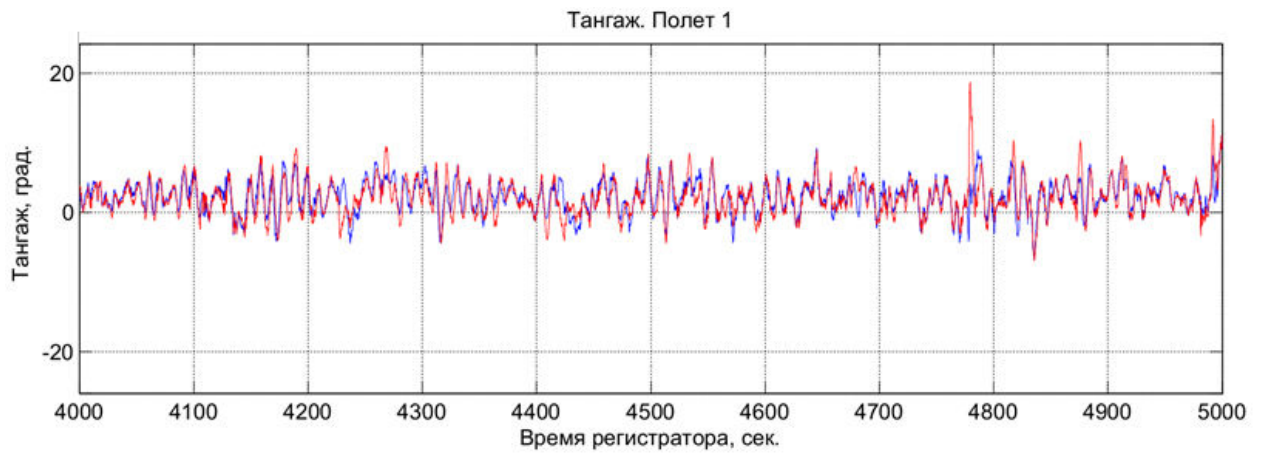


Рисунок 66д – Угол тангажа.

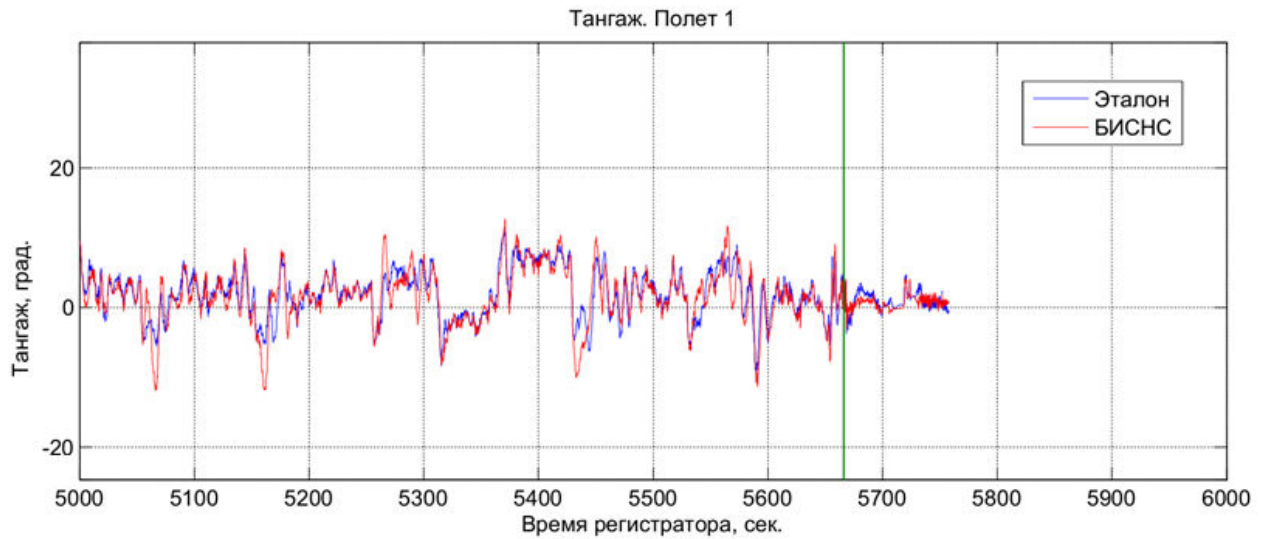


Рисунок 66е – Угол тангажа.

Анализ результатов лётных испытаний позволяет сделать следующие выводы:

1. Разработанные алгоритмы гировертикали и алгоритм определения гироманнитного курса в автономном режиме работы БИСНС-1ТМ (без коррекции от ГНСС) удовлетворяют требованиям (п.1.1).
2. Предложенные алгоритмы комплексной обработки информации (п.3.2) микромеханической двухканальной БИСНС, приёмника ГНСС и МК на базе слабосвязанной схемы комплексирования реализованные в БИСНС-1ТМ удовлетворяют требованиям к точности определения параметров навигационным комплексом БПЛА.
3. Разработанная методика и точность определения взаимной ориентации БНК и МК удовлетворяет требованиям к определению углов магнитного, гироманнитного и истинного курса. Разработанная методика девиационных работ удовлетворяет требованиям к точности определения магнитного курса.

Выводы по главе 4

1. Разработана методика имитационного моделирования предложенных алгоритмов комплексной обработки информации, алгоритмов ориентации и навигации БНК БПЛА, позволяющая значительно ускорить и уменьшить стоимость работ по проектированию такого рода систем.

2. Разработан программно-математический комплекс, реализующий предложенную методику имитационного моделирования. Проведено имитационное моделирование с целью

сравнительного анализа разработанных слабосвязанной и жесткосвязанной схем комплексирования БНК, а также жесткосвязанной схемы и схем комплексирования переменной структуры. Что позволило качественно и количественно сравнить характеристики разработанных алгоритмов КОИ и выявить границы применимости для каждого из них.

3. Разработана методика и стенд для натурных испытаний БНК на автотранспорте. Проведены испытаний двух систем – БИСНС-1ТМ и МБНПК “Трилистник”, в которых реализованы предложенные подходы к построению комплексов на базе слабосвязанной схемы комплексирования микромеханических БИНС, ГНСС приёмника и МК. В результате испытаний были подтверждены заявленные точности определения параметров ориентации и навигации как в режиме коррекции БИНС по сигналам ГНСС, так и в режиме курсовертикали.

4. Разработана методика лётных испытаний и приведены результаты лётных испытаний БИСНС-1ТМ, подтверждающие заявленные характеристики точности определения параметров ориентации и навигации.

5. Разработана система БИСНС-2Т, продолжающая линейку систем на базе слабосвязанной схемы комплексирования, и предложена система БИСНС-3А, реализующая жесткосвязанную схему комплексирования с переменной структурой оценителя на базе волнового и статистического подходов при описании погрешностей измерителей.

Заключение

В диссертационной работе предложена концепция построения БНК, разработаны структура и алгоритмическое обеспечение БНК, повышающие помехозащищённость комплекса за счёт контроля измерений ГНСС, исключения отказов и переменной структуры алгоритмов КОИ. В результате чего уменьшаются стоимость и время разработки БНК, оптимизируются массогабаритные характеристики и энергопотребление изделия при сохранении требуемых точностных характеристик. В работе предлагаются математические модели погрешностей навигационного комплекса, учитывающие стохастическую и волновую структуру ошибок определения псевдодальности и псевдоскорости НКА ГНСС, и модифицированная модель погрешности БИНС без ограничений на тип траектории движения БПЛА. Предложенный в диссертационной работе оценитель позволяет производить оценку вектора состояния системы с учётом стохастического и волнового представления погрешностей определения псевдодальностей и псевдоскоростей ГНСС. В работе предлагается методика и ПМО имитационного моделирования предложенных алгоритмов комплексной обработки информации с целью анализа их характеристик, а также методика и комплекс полунатурных испытаний БНК на автотранспорте и методика лётных испытаний. Результаты имитационного моделирования предложенных алгоритмов КОИ, полунатурных и лётных испытаний созданных образцов БНК подтвердили их соответствие заявленным точностным характеристикам определения параметров ориентации и навигации, а также возможность использования предложенного в работе алгоритма КОИ перестраиваемой структуры для обнаружения и исключения отказов с целью повышения помехозащищённости комплекса. В работе показано, что предложенный алгоритм КОИ перестраиваемой структуры позволяет одновременно обнаруживать, сопровождать и исключать до $n - 4$ НКА ГНСС (n - количество НКА рабочего созвездия ГНСС) без дополнительных ограничений на траекторию и поведение опорного генератора приёмника. Разработанные методики, алгоритмическое и программное обеспечение были внедрены в ОКР ЗАО "Транзас Авиация" «Разработка бесплатформенной инерциально-спутниковой навигационной системы», что позволило значительно уменьшить стоимость как самих ОКР, так и изделий в целом, ускорить выполнение ОКР, уменьшить массогабаритные характеристики изделия при сохранении требуемых точностных характеристик при создании образцов БИСНС-1Т, БИСНС-1ТМ, БИСНС-2Т. Предложенные методики и ПМО были внедрены также в учебном процессе кафедры «Автоматизированные комплексы систем ориентации и навигации» МАИ (НИУ) в рамках обучения по дисциплинам «Навигационные системы» и «Программное и алгоритмическое обеспечение ПНК».

Список сокращений и условных обозначений

БВ	– баровысотомер
БИНС	– бесплатформенная инерциальная система
БИСНС	– бесплатформенная инерциально-спутниковая навигационная система
БНК	– бортовой навигационный комплекс
БО	– бортовое оборудование
БОСН	– бортовое оборудование спутниковой навигации
БПЛА	– беспилотный летательный аппарат
ВПП	– взлётно-посадочная полоса
ВС	– воздушное судно
ГНСС	– глобальные навигационные спутниковые системы
КВ	– режим "Курсовертикаль"
КНС	– комплексная навигационная система
КОИ	– комплексная обработка информации
МК	– магнитный компас
НВГ	– режим "Навигация"
НКА	– навигационный космический аппарат
ОКР	– опытно-конструкторская работа
ОФК	– оптимальный фильтр Калмана
ПМО	– программно-алгоритмическое обеспечение
ПНК	– пилотажно-навигационный комплекс
ПО	– программное обеспечение
РВ	– радиовысотомер
СВС	– система воздушных сигналов
с.к.	– система координат
ТЗ	– техническое задание
DO	– Document - стандарт, выпущенный RTCA
RS232	– последовательный порт
RTCA	– Radio Technical Comission for Aeronautics -Авиационный радиотехнический комитет, США
UTC	– Coordinated Universal Time -всемирное координированное время

Список использованных источников

1. Алешин Б.С., Антонов Д.А., Веремеенко К.К., Жарков М.В., Зимин Р.Ю., Кузнецов И.М., Пронькин А.Н. «Малогобаритный интегрированный навигационно-посадочный комплекс» [Электронный ресурс] / журнал «Труды МАИ», выпуск № 54.– Электрон, текстовые дан. – Москва, 2012. – Режим доступа: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=29692> – 21.10.2014
2. Алешин Б.С., Антонов Д.А., Веремеенко К.К., Жарков М.В. «Сильносвязанная многоантенная интегрированная инерциально-спутниковая навигационная система» [Электронный ресурс] / журнал «Труды МАИ», выпуск № 54.– Электрон, текстовые дан. – Москва, 2012. – Режим доступа: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=29823> – 21.10.2014
3. Алёшин Б.С., Афонин А.А., Веремеенко К.К. и др. Ориентация и навигация подвижных объектов: современные информационные технологии. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006.
4. Андреев В.Д. Теория инерциальной навигации (корректируемые системы). – М.: Наука, 1967.
5. Антонов Д.А., Белобородов О.П., Веремеенко К.К., Зимин Р.Ю., Жарков М.В., Чернодубов А.Ю. «Малогобаритная интегрированная система БИНС-1ТМ: структура, алгоритмы, результаты испытаний»/ Журнал «Новости навигации №1». - М: ISSN 2223-0475, 2011.
6. Антонов Д.А., Веремеенко К.К., Жарков М.В., Зимин Р.Ю. «Experimental Automobile Integrated Navigation Module» / Журнал «IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine» / ISNN0885-8985, 2008.
7. Антонов Д.А., Веремеенко К.К., Жарков М.В., Зимин Р.Ю., Кузнецов И.М., Пронькин А.Н. «Интегрированная система ориентации и навигации БПЛА» / Журнал «Новости навигации №4». - М: ISSN 2223-0475, 2011.
8. Антонов Д.А., Веремеенко К.К., Жарков М.В., Зимин Р.Ю., Кузнецов И.М., Пронькин А.Н. «Small-sized integrated navigation and landing complex of a variable structure » / Текст доклада в сборнике трудов международной конференции «19th SAINT PETERSBURG INTERNATIONAL CONFERENCE ON INTEGRATED NAVIGATION SYSTEMS». – Санкт-Петербург, 2012.
9. Антонов Д.А., Веремеенко К.К., Жарков М.В., Зимин Р.Ю., Кузнецов И.М., Пронькин А.Н. «Малогобаритный интегрированный навигационно-посадочный комплекс

- переменной структуры»/Текст доклада в сборнике трудов международной конференции «XIX Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам» . – Санкт-Петербург, 2012.
10. Антонов Д.А., Веремеенко К.К., Жарков М.В., Зимин Р.Ю., Чернодубов Р.Ю. «Small-Sized Integrated Navigation Systems» / Журнал «IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine» / ISSN0885-8985, 2011.
 11. Антонов Д.А., Веремеенко К.К., Жарков М.В., Зимин Р.Ю., Чернодубов Р.Ю. «Интегрированный малогабаритный навигационный модуль для беспилотного летательного аппарата»/Тезисы в сборнике материалов 5-й Всероссийской научно-практической конференции "Перспективные системы и задачи управления" и 2-й молодежной школы-семинара "Управление и обработка информации в технических системах". - Таганрог: ТТИ ЮФУ, 2010 г.
 12. Антонов Д.А., Веремеенко К.К., Жарков М.В., Зимин Р.Ю., Чернодубов Р.Ю. «Малогабаритная интегрированная навигационная система»/Текст доклада в сборнике пленарных и стендовых докладов «XVII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам» г. Санкт-Петербург, 2010 г.
 13. Антонов Д.А., Веремеенко К.К., Жарков М.В., Зимин Р.Ю., Чернодубов Р.Ю. «Интегрированный малогабаритный навигационный модуль для беспилотного летательного аппарата»/ Журнал «Вопросы оборонной техники», М.: ФГУП "НТЦ "Информтехника", 2011 г.
 14. Антонов Д.А., Жарков М.В., Зимин Р.Ю., Кузнецов И.М., Пронькин А.Н. «Малогабаритный интегрированный бортовой навигационно-посадочный комплекс беспилотного летательного аппарата» /Тезисы в сборнике трудов XX международного ежегодного научно-технического семинара «Современные технологии в задачах управления, автоматизации и обработки информации». - Пенза: ПГУ, 2011 г.
 15. Антонов Д.А., Жарков М.В. «Сильносвязанная многоантенная интегрированная инерциально-спутниковая навигационная система» /Тезисы в сборнике трудов XX международного ежегодного научно-технического семинара «Современные технологии в задачах управления, автоматизации и обработки информации». - Пенза: ПГУ, 2011 г.
 16. Антонов Д.А., Лунев Е.М. «Комплекс автоматической посадки беспилотного летательного аппарата» /Тезисы в сборнике трудов XX международного ежегодного научно-технического семинара «Современные технологии в задачах управления, автоматизации и обработки информации». - Пенза: ПГУ, 2011 г.

17. Антонов Д.А., Савельев В.М. «Выставка бесплатформенной инерциальной навигационной системы беспилотного летательного аппарата на подвижном основании» [Электронный ресурс]/ журнал «Труды МАИ», выпуск № 45.– Электрон, текстовые дан. – Москва, 2011. – Режим доступа: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=25497> – 21.10.2014.
18. Аоки М. Оптимизация стохастических систем. – М.: Наука, 1971.
19. Балакришнан А.В. Теория фильтрации Калмана. - М.: Мир, 1988.
20. Богуславский И.А. Методы навигации и управления по неполной статистической информации. - М.: Машиностроение, 1970.
21. Болтянский В.Г. Оптимальное управление дискретными системами. - М.: Наука, 1973.
22. Борискин А.Д., Вейцель А.В., Вейцель В.А., Жодзишский М.И., Милютин Д.С. аппаратура высокоточного позиционирования по сигналам глобальных навигационных спутниковых систем: приёмники-потребители навигационной информации. – М.: МАИ-ПРИНТ, 2010.
23. Браммер К., Зиффинг Г. Фильтр Калмана - Бьюси. – М.: Наука, 1982.
24. Бранец В.Н., Шмыглевский И.П. Введение в теорию бесплатформенных инерциальных навигационных систем. – М.: Наука, 1992.
25. Вержбицкий В.М. Численные методы (линейная алгебра и нелинейные уравнения). – М.: ОНИКС 21 век, 2005.
26. Веремеенко К.К., Желтов С.Ю., Ким Н.В., Себряков Г.Г., Красильщиков М.Н. Современные информационные технологии в задачах навигации и наведения беспилотных маневренных летательных аппаратах. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2009.
27. Гроп Д. Методы идентификации систем. – М.: Мир, 1979.
28. Дмитриев С.П., Колесов Н.В., Осипов А.В. Информационная надёжность, контроль и диагностика навигационных систем. - СПб.: ГНЦ РФ - ЦНИИ "Электроприбор", 2003.
29. Жуковский А.П., Расторгуев В.В. Комплексные радиосистемы навигации и управления самолетов. - М.: МАИ, 1998.
30. Калихман Д.М. Прецизионные управляемые стенды для динамических испытаний гироскопических приборов. - СПб.: ГНЦ РФ - ЦНИИ "Электроприбор", 2008.
31. Каллианпур Г. Стохастическая теория фильтрации. – М.: "Наука", 1987.
32. Красильщиков М. Н. , Козорез Д. А. , Сыпало К. И. “Анализ условий обеспечения функционирования инерциально-спутниковой навигационной системы беспилотного летательного аппарата в условиях помех” / Автомат. и телемех, 2010, № 3, 72–86.

33. Красильщиков М. Н. , Себрякова Г.Г. Управление и наведение беспилотных маневренных летательных аппаратов на основе современных информационных технологий. - М.: ФИЗМАТЛИТ, 2005.
34. Красовский Н. Н. Теория управления движением. - М.: Наука, 1968.
35. Леондес К.Т. Фильтрация и стохастическое управление в динамических системах. – М.: Мир, 1980.
36. Липтон А. Выставка инерциальных систем на подвижном основании. - М.: Наука, 1971.
37. Парусников Н.А., Вавилова Н.Б., Голован А.А., Трубников С.А. Математические модели и алгоритмы обработки измерений спутниковой навигационной системы GPS. Стандартный режим. - М.: Мех.-мат. МГУ, 2001.
38. Петров Б.С. Вопросы теории инерциальных навигационных систем, М.: Наука, 2003.
39. Помыкаев И.И., Селезнев В.П., Дмитроченко Л.А. Навигационные приборы и системы. – М.: Машиностроение, 1983.
40. Постановление Правительства РФ от 11.03.2010 N 138 (ред. от 19.07.2012, с изм. от 23.01.2014) "Об утверждении Федеральных правил использования воздушного пространства Российской Федерации [Электронный ресурс] / КонсультантПлюс. – Электрон, текстовые дан. – Москва, 2014. – Режим доступа: http://www.consultant.ru/document/cons_doc_LAW_133019 – 21.10.2014
41. Прогноз научно–технологического развития Российской Федерации на долгосрочную перспективу [Электронный ресурс] /Министерство образования и науки Российской Федерации. – Электрон, текстовые дан. – Москва, 2008. – Режим доступа: <http://mon.gov.ru/work/nti/dok/str/08.12.18-prog.ntr.pdf> – 05.10.2011.
42. Пугачев В. С., Казаков И. Е., Евланов Л. Г. Основы стохастической теории автоматических систем. – М.: Наука, 1980.
43. Ривкин С.С. Метод оптимальной фильтрации Калмана и его применение в инерциальных навигационных системах. Ч. 1,2. - Л.: Судостроение, 1973.
44. Распопов В.Я. «Бесплатформенная инерциальная навигационная система для вращающихся летательных аппаратов» / Текст доклада в сборнике пленарных и стендовых докладов «XXI Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам» г. Санкт-Петербург, 2014 г.
45. Ривкин С.С., Ивановский Р.И., Костров А.В. Статистическая оптимизация навигационных систем. - Л.: Судостроение, 1976.

46. Салычев О.В. Волновое описание возмущений в задачах оценки ошибок инерциальных систем навигации. – М.: Машиностроение, 1992.
47. Свешников А.А. Прикладные методы теории случайных функций. – М.: Наука, 1968.
48. Сеницын И.Н. Фильтры Калмана и Пугачёва. – М.: Логос, 2007.
49. Семушин И. В. Адаптивные схемы идентификации и контроля при обработке случайных сигналов. – Саратов: Изд-во Саратовского ун-та, 1985.
50. Степанов О.А. Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. Введение в теорию оценивания. - СПб.: ГНЦ РФ ЦНИИ "Электроприбор", 2009.
51. Стрейц В. Метод пространства состояний в теории дискретных линейных систем управления. – М.: Наука, 1985.
52. Технические характеристики БПЛА Дозор–100 [Электронный ресурс] – режим доступа: http://www.uav-dozor.ru/index.php?option=com_content&task=view&id=19&Itemid= – 05.10.2011.
53. Харин Е.Г., Копелович В.А., Копылов И.А., Требухов А.В., Ларионов С.В. «Результаты лётных испытаний интегрированной инерциально-спутниковой навигационной системы ЛИНС100-РС» / Текст доклада в сборнике пленарных и стендовых докладов «XXI Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам» г. Санкт-Петербург, 2014 г.
54. Харисов В.Н., Перова А.И., Болдина В.А. Глобальная спутниковая радионавигационная система ГЛОНАСС. – М.: ИПРЖР, 1999.
55. Фальков Э., Воронов В. Экспериментальные полеты БЛА в общем воздушном пространстве [Электронный ресурс] – Режим доступа: <http://www.uav.ru/articles/adsb.pdf> – 05.10.2011.
56. Фомин В. Н. Рекуррентное оценивание и адаптивная фильтрация. – М.: Наука, 1984.
57. Шебшаевич В.С., Дмитриев П.П., Иванцевич Н.В. и др. Сетевые спутниковые радионавигационные системы. – М.: Радио и связь, 1993.
58. Austin R. Unmanned aircraft systems UAVs design, development and deployment. - West Sussex, PO19 8SQ, United Kingdom: John Wiley & Sons Ltd, 2010
59. Brown A.K., Yan Lu Performance Test Results of an Integrated GPS/MEMS Inertial Navigation Package / ION GNSS 17th International Technical Meeting of the Satellite Division, 21-24 Sept. 2004, Long Beach, CA.

60. FAA Interim Operational Approval Guidance 08-01 - Unmanned Aircraft Systems Operations in the U. S. National Airspace System [Электронный ресурс] / FAA– Электрон, текстовые дан. – Washington, 2008. – режим доступа: http://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/ato/service_units/systemops/aaim/organizations/uas/coa/faq/media/uas_guidance08-01.pdf - 21.01.2014
61. FAA Order 8130.34C – Airworthiness Certification of Unmanned Aircraft Systems and Optionally Piloted Aircraft [Электронный ресурс] / FAA– Электрон, текстовые дан. – Washington, 2013. – режим доступа: <http://www.faa.gov/documentLibrary/media/Order/8130.34C.pdf> - 21.01.2014
62. FAA Press Release – FAA Approves First Commercial UAS Flights over Land [Электронный ресурс] / FAA– Электрон, текстовые дан. – Washington, 2014.– Режим доступа: http://www.faa.gov/news/press_releases/news_story.cfm?newsId=16354 -21.10.2014
63. Grewal M.S., Weill L.R., Andrews A.P. Global Positioning Systems, Inertial Navigation, and Integration. – New York: John Wiley & Sons, Inc, 2001.
64. Kim J.-H., Sukkarieh S. Flight Test Results of GPS/INS Navigation Loop for an Autonomous Unmanned Aerial Vehicle (UAV) / ION GPS 2002, 24-27 September 2002, Portland, OR.
65. RTCA SC-228, Minimum Operational Performance Standards for Unmanned Aircraft Systems. Режим доступа: <http://www.rtca.org/content.asp?pl=108&sl=33&contentid=178> – 21.01.2015.
66. RTCA DO-304, Guidance Material and Considerations for Unmanned Aircraft Systems. Режим доступа: http://www.rtca.org/store_product.asp?prodid=601 – 21.01.2015.
67. RTCA DO-320, Operational Services and Environmental Definition (OSSED) for Unmanned Aircraft Systems. Режим доступа: http://www.rtca.org/store_product.asp?prodid=1070 – 09.09.2014
68. RTCA DO-344 Volume 1 & 2, Operational and Functional Requirements and Safety Objectives for Unmanned Aircraft System Standards Режим доступа: http://www.rtca.org/store_product.asp?prodid=1114 – 20.01.2015
69. Lawrence A. Modern Inertial Technology (Navigation, Guidance, and Control). – New York: Springer-Verlag Inc, 1998.
70. Salychev O.S. Applied Inertial Navigation: Problems and Solutions. – Moscow: BMSTU, 2004.
71. Savage P. G. Strapdown Analytics Part1&2. – Maple Plain, Minnesota: Strapdown Associates, Inc, 2000.
72. Strang G., Borre K. Linear Algebra, Geodesy, and GPS. – USA, Wellesley: Wellesley-Cambridge Press, 1997.

73. Tsui J. B.-Y. Fundamentals of Global Positioning System Receivers. A Software Approach. – Hoboken, New Jersey: John Wiley & Sons, Inc, 2005.
74. Vincenty T. Direct and Inverse Solution of Geodesics on the Ellipsoid with Application of Nested Equations [Электронный ресурс] / Survey review.- Kingston Road, Tolworth, Surrey, 1975. – Режим доступа: http://www.ngs.noaa.gov/PUBS_LIB/inverse.pdf – 21.01.2015.
75. Winkler S., Schulz H.-W., Buschmann M., Vorsmann P. Testing GPS/INS Integration for Autonomous Mini and Micro Aerial Vehicles / ION GNSS 18th International Technical Meeting of the Satellite Division, 13-16 September 2005, Long Beach, CA.
76. Williams K.W. A Summary of Unmanned Aircraft Accident/Incident Data: Human Factors Implications [Электронный ресурс] / FAA Civil Aerospace Medical Institute.– Электрон, текстовые дан. – OklahomaCity, ОК, 2004. – Режим доступа: <http://www.faa.gov/library/reports/medical/oamtechreports/2000s/media/0424.pdf>– 05.10.2011.
77. HMC1043 Datasheet.– Электрон, текстовые дан. – Режим доступа: https://aerospace.honeywell.com/~media/Images/Plymouth%20Website%20PDFs/Magnetic%20Sensors/Data%20Sheets/HMC1043L_3-Axis_Magnetic_Sensor_PRELIMINARY.ashx – 21.01.2015.