

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ  
Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования  
«Южно-Уральский государственный университет»  
(национальный исследовательский университет)

Высшая школа электроники и компьютерных наук  
Кафедра «Системы автоматического управления»

РАБОТА ПРОВЕРЕНА

Рецензент

\_\_\_\_\_/ Д.Н. Шаршин

« \_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 2017 г.

ДОПУСТИТЬ К ЗАЩИТЕ

Заведующий кафедрой

\_\_\_\_\_/ В.И. Ширяев

« \_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 2017 г.

ОЦЕНКА ПАРАМЕТРОВ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ БЕСПЛАТФОРМЕННОГО  
ИНЕРЦИАЛЬНОГО БЛОКА ПО РЕЗУЛЬТАТАМ НАТУРНЫХ ИСПЫТАНИЙ  
СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ  
ПОЯСНИТЕЛЬНАЯ ЗАПИСКА  
К ВЫПУСКНОЙ КВАЛИФИКАЦИОННОЙ РАБОТЕ  
ЮУрГУ – 24.04.02.2017.466.00 ПЗ ВКР

Руководитель работы

к.т.н., доцент

\_\_\_\_\_/ В.В. Коваленко

« \_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 2017 г.

Автор работы

студент группы **КЭ-279**

\_\_\_\_\_/ Гасимова С.А.

« \_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 2017 г.

Нормоконтролер

к.т.н., доцент

\_\_\_\_\_/ В.В. Коваленко

« \_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 2017 г.

Челябинск 2017

## ОГЛАВЛЕНИЕ

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ .....	6
ВВЕДЕНИЕ .....	7
1 ОБЗОР ЛИТЕРАТУРЫ .....	11
Выводы по первой главе .....	21
2 ПОСТРОЕНИЕ ФУНКЦИЙ ВЛИЯНИЯ.....	22
2.1 Математическая модель погрешностей бесплатформенного инерциального блока .....	22
2.2 Алгоритм пересчета кажущейся скорости и ускорения в проекции на оси приборной системы координат .....	25
2.3 Алгоритм определения матрицы перехода от приборной системы координат к инерциальной стартовой системе координат .....	31
2.4 Определение функций влияния.....	33
2.5 Алгоритм определения кажущейся скорости.....	35
2.6 Алгоритм определения абсолютных скоростей и координат .....	38
Выводы по второй главе .....	40
3 ОЦЕНКА ПРАВОМЕРНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ПОЛУЧЕННЫХ ФУНКЦИЙ ВЛИЯНИЯ НА МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЯХ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА И СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ.....	41
3.1 Функции влияния в программной среде MatLab .....	41
3.2 Фильтр Калмана.....	53
Выводы по третьей главе .....	55
ЗАКЛЮЧЕНИЕ.....	57
БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК.....	58
ПРИЛОЖЕНИЯ .....	61
ПРИЛОЖЕНИЕ А .....	61
ПРИЛОЖЕНИЕ Б .....	78

## СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ

АК – акселерометры;

БИБ – бесплатформенный инерциальный блок;

БИНС – бесплатформенная инерциальная навигационная система;

БПЛА – беспилотный летательный аппарат;

ВС – воздушных судов;

ГСП – гиросtabilизированная платформа;

ДИНО – динамического имитатора навигационной обстановки;

ДУС – датчик углового ускорения;

ИИМ – инерциальный измерительный модуль;

ИНС – инерциальные навигационные системы;

ИССК – инерциальная стартовая система координат;

КИССН – комплексированная инерциально-спутниковая система навигации;

КОН – комплекс ориентации и навигации;

ЛА – летательный аппарат;

ЛГ – лазерные гироскопы;

ПМО – программно-математическое обеспечение;

ПСК – приборная система координат;

РМ – рельеф местности;

РН – ракет-носителей;

СК – система координат;

СНС – спутниковая навигационная система;

ССК-связанная система координат;

СУ – система управления;

ЧЦЛП – частично-целочисленное линейное программирование;

ЧЭ – чувствительные элементы.

					24.04.02.2017.466.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		6

## ВВЕДЕНИЕ

На сегодняшнем этапе развития техники инерциальных систем происходит постепенный отказ от использования гиросtabilизированных платформ (ГСП) в пользу бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС).

ГСП представляет собой сложную систему точной механики, которая обладает значительным энергопотреблением, габаритами, массой и высокой стоимостью. Развитие современной техники обуславливает переход к бесплатформенным инерциальным навигационным системам (БИНС).

Идеи БИНС были реализованы в начале 30-х годов, при исследованиях вхождения самолета в штопор, в частности самолета Р-5. Группа советских инженеров во главе с В.С.Ведровым разработала инерциальную навигационную систему, в которой акселерометры и гироскопические измерители угловой скорости устанавливались непосредственно на корпусе самолета. При такой аппаратурной реализации отпадала необходимость в сложной и дорогой ГСП. [1]

Практическая реализация первой БИНС была осуществлена в системе управления движением и ориентации транспортного космического корабля «Союз-Т»[1].

БИНС составляют информационное ядро современных комплексов ориентации и навигации. Они обладают уникальными информационными возможностями, реализуемые при высокой степени помехозащищенности, скрытности и полной автономности выполнения.

Замена ГСП, физически реализующей не вращающуюся в инерциальном пространстве систему координат, на БИНС, моделирующую ту же систему координат математически, позволяет радикально упростить конструкцию командно-измерительных приборов в их совокупности. К несомненным достоинствам БИНС по сравнению с ГСП следует отнести также отсутствие ограничений на углы прокачки при разворотах и вращении объекта управления, а так же сравнительно небольшие массу и энергопотребление, что позволяет, в свою очередь, создать многократно резервируемую систему и обеспечить

					24.04.02.2017.466.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		7

выполнение повышенных требований по надежности, особенно значимых для перспективных ракет-носителей (РН).

БИНС отличаются также: простота конструкции; сравнительно малое время предстартовой подготовки, а так же широкие возможности модернизации на уровне программного обеспечения. При этом стоимость производства БИНС по сравнению с платформенными ИНС ниже на 25%, а эксплуатационные расходы ниже на 80%, что в совокупности с перечисленными выше характеристиками предопределяет их использование в качестве основы бортовых информационно-измерительных комплексов КОИ (комплекс ориентации и навигации) подвижных объектов различного назначения [2].

Особенностью БИНС, устанавливаемой в изделия, является не реализуемость «классической» тарировки блока ЧЭ в составе изделия, предусматривающей выставку осей чувствительности ЧЭ в различные характерные положения в одном запуске, успешно реализуемой на ГСП путем последовательных разворотов платформы в процессе предстартовой подготовки.

Задачей бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) является выработка кинематических параметров движения объекта. В состав БИНС любого типа входят инерциальный измерительный модуль – ИИМ (бесплатформенный инерциальный блок БИБ), содержащий акселерометры и гироскопы, т.е. чувствительные элементы БИНС, и вычислитель, реализующий алгоритмы работы ИНС.

Инерциальный измерительный модуль БИНС выполняет задачу определения проекций угловых скоростей и линейных ускорений подвижного объекта в связанной с ним системе координат[3].

Применение бесплатформенных инерциальных блоков БИБ в качестве командно-измерительных приборов считается перспективным направлением развития систем управления[4].

В качестве измерителей параметров углового движения в бесплатформенном инерциальном блоке могут быть использованы трехстепенные астатические гироскопы, одноосные гиросtabilизаторы, датчики угловых скоростей (ДУС),

					24.04.02.2017.466.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		8

угловые и линейные акселерометры (АК), приборы, выполненные на основе вибрационных и другие. Вырабатываемые этими приборами сигналы поступают на вход вычислительного устройства ВУ, где они соответствующим образом преобразуются или интегрируются.

Наличие систематических составляющих погрешностей БИНС (АК и ДУС), случайно возникающих от запуска к запуску прибора и на порядки отличающихся от стабильности этих составляющих в запуске, требуют проведения тарировок датчиков БИНС непосредственно при подготовке к запуску [5].

Под тарировкой акселерометров и ДУС будем понимать задачу оценивания погрешностей акселерометров и ДУС (подробно описанных в разделе 2). Для ее решения используют метод рекуррентного оценивания, применяемый для решения системы линейных уравнений  $\bar{z} = H * \bar{x} + \bar{v}$ , описывающий в первом приближении влияние погрешностей датчиков (акселерометров и ДУС) на отклонение от измеряемой величины[5]. Здесь  $\bar{z}$  – невязка параметров, по которым выполняется векторное согласование;  $\bar{x}$ – вектор оценок погрешностей блока датчиков; H – матрица функций влияния погрешностей блока датчиков на невязку $\bar{z}$ ;  $\bar{v}$  – остаток, имеющий случайных характер и рассматриваемый как шум.

**Объектом исследования** являются БИНС и бесплатформенный инерциальный блок.

**Предметом исследования** являются математическая модель погрешностей бесплатформенного инерциального блока, оценка функции влияния погрешностей датчиков.

**Целью работы** является получение функций влияния погрешностей датчиков бесплатформенного инерциального блока (24 погрешности) на погрешности абсолютных скоростей и координат в проекции на оси инерциальной системы координат (ИССК), а так же подтверждение правомерности использования полученной функции путем сравнения с невязками для скоростей и координат (эталонные значения) в базовой СК.

**Задачи исследования:**

1. Описать БИНС и бесплатформенный инерциальный блок.

					24.04.02.2017.466.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		9

2. Получить математическую модель погрешностей бесплатформенного инерциального блока.
3. Разработать формулы для аналитического расчета функций влияния погрешностей датчиков бесплатформенного инерциального блока на погрешности абсолютных скоростей и координат в проекциях на оси ИССК.
4. Оценить правомерность расчета по полученным функциям влияния путем сравнения с невязками для скоростей и координат.
5. Оценить погрешности датчиков БИБ с помощью рекуррентного метода Калмана-Бьюси (фильтр Калмана).

В данной работе получение алгоритма функции влияния является основополагающей задачей. При устраивающем по точности расчете функций влияния, появится возможность учитывать погрешности при управлении на траектории полета, и таким образом, – траектория будет более точной.

**В качестве данных** в работе взяты данные измерений, полученных при испытаниях комплекса СОЮЗ-2.

					24.04.02.2017.466.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		10

## 1 ОБЗОР ЛИТЕРАТУРЫ

Оценка параметров математической модели погрешностей БИБ (в составе БИНС) рассматривается в ряде работ[6-13].

Рассмотрим различные подходы к данному вопросу и проведем анализ этих работ.

В статье [6] описан метод тарировки датчиков БИНС в полете по информации от ИНС.

1. Взяты данные пуска РН Союз-2, по которым определены приращения угловой скорости и кажущегося ускорения  $\Delta W_k$  и  $\Delta \Gamma_k$  на оси инерциальной стартовой системы координат (ИССК).
2. Сформированы значения для каждой погрешности:  
(относящиеся к акселерометрам,  $k = 1 \div 4$ )
  - $\delta\alpha_k, \delta\beta_k$  – погрешности ориентации,
  - $\delta\rho A_k$  – погрешность масштабного коэффициента,
  - $\delta\tau_k$  – погрешность «нулевого» сигнала;(аналогично, относящиеся к ДУС,  $k = 1 \div 4$ )
  - $\delta\xi_k, \delta\eta_k$  – погрешности ориентации,
  - $\delta\rho\Gamma_k$  – погрешность масштабного коэффициента,
  - $\delta\omega\tau_k$  – погрешность «нулевого» сигнала.
3. По сгенерированным значениям погрешностей искажаются значения  $\Delta W_k$  и  $\Delta \Gamma_k$ ,  $k = 1 \div 4$ , в соответствии с математической моделью блока акселерометров и блока ДУС прибора КИНД34-059. Эти значения, обозначим их  $\Delta W_k^*$  и  $\Delta \Gamma_k^*$ ,  $k = 1 \div 4$ , поступают на вход алгоритмов БИНС и используются для расчета функций влияния погрешностей.
4. Получая рассогласование между измерительной информацией, рассчитываемой по смоделированной выходной информации БИБ и ГСП, с помощью фильтра Калмана-Бьюси осуществляется оценивание

					24.04.02.2017.466.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		11

сгенерированных значений погрешностей – вычисление величин:  $\delta\hat{\alpha}k$ ,  $\delta\hat{\beta}k$ ,  $\delta\hat{\rho}Ak$ ,  $\delta\hat{\tau}k$ ,  $\delta\hat{\xi}k$ ,  $\delta\hat{\eta}k$ ,  $\delta\hat{\rho}Gk$ ,  $\delta\hat{\omega}tk$ ,  $k = 1 \div 4$ .

5. Действия 2-4 повторяются несколько раз для дальнейшего анализа разностей.

В статье[6] приведены данные с использованием описанного выше метода тарировки БИНС и произведено описание математической модели блока акселерометров и блока ДУС, которая соответствует прибору КИНД34-059 разработки НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова [7]. Приведены алгоритмы для расчета невязки определяемых навигационных параметров.

В статье [8] осуществлено определение взаимного положения двух воздушных судов (ВС), движущихся с одинаковыми или разными скоростями.

Взаимное положение самолетов при выполнении полета в группе определяется следующими параметрами:

- а) дистанция между самолетами в отряде (паре);
- б) интервал;
- в) превышение ведомого над ведущим в паре (первого ведомого над ведущим и второго ведомого над первым ведомым в отряде).

Параметры межсамолетной навигации могут определяться по данным различных измерителей, включая данные БИНС. Использование информации БИНС имеет свои особенности, а именно: на двух ВС каждая БИНС имеет свои точностные характеристики, которые могут значительно отличаться.

С целью определения точности выдерживания параметров межсамолетной навигации проведено моделирование с использованием динамического имитатора навигационной обстановки (ДИНО), разработанного в АО «МИЭА». Объект (самолет) описывается уравнением движения центра масс. Модель датчиков формирует измерения БИНС как сумму параметров идеального движения и погрешностей. Для обоих самолетов (ведомого и ведущего) координаты определяются с учетом особенностей БИНС, установленных на этих объектах (по три комплекта БИНС на каждом, для всех БИНС дрейфы гироскопов и

погрешности акселерометров зафиксированы для последовательности экспериментов).

С помощью ДИНО выполнена отработка бортовых алгоритмов и осуществлен статистический анализ.

В статье [9] проведено рассмотрение основных особенностей эксплуатации БИНС на вертолете, выполнен анализ влияния параметров движения на точностные характеристики БИНС и сформулированы рекомендации по уменьшению их влияния.

Эксплуатация БИНС на вертолете Ми-8АМТШ имеет ряд особенностей, в частности:

- значительный уровень вибраций в месте установки БИНС;
- малая конструктивная жесткость фюзеляжа вертолета;
- иные способы выполнения взлета, разворотов и прочих элементов полета.

Анализ полученных профилей и параметров испытательных полетов показал ряд явлений, влияющих на точность БИНС, нехарактерных для самолетов и не учтенных на этапе разработки, а именно:

- значительные угловые колебания и вибрации вертолета при подготовке к вылету;
- изменение уровня вибраций и угла тангажа в зависимости от скорости полета;
- высокие угловые скорости вращения вокруг вертикальной оси в процессе полета;
- наличие плоского разворота более, чем на  $180^\circ$  при взлете вертолета с места.

Оценка влияния вышеуказанных явлений на точность БИНС, произведенная по данным поведения ошибок автономного определения координат местоположения и составляющих путевых скоростей, позволила выработать комплекс мероприятий по устранению их влияния на работу системы в составе комплекса бортового оборудования вертолета.

					24.04.02.2017.466.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		13

В статье [10] на основе анализа результатов летных испытаний бесплатформенной инерциальной навигационной системы и проведенного моделирования влияния инструментальных погрешностей на точность формирования выходной информации системы с учетом реального профиля движения объекта разработаны и внедрены алгоритмические способы повышения ее точности. Приведены фактические данные, подтверждающие эффективность проведенных работ.

БИНС авиационного применения БИНС-СП-2, как практически все современные системы аналогичного назначения, представляет собой моноблочную конструкцию с встроенным модулем приемника спутниковой навигационной системы. В качестве инерциальных чувствительных элементов в системе применены одноосные лазерные гироскопы (ЛГ) и кварцевые АК.

Система одновременно формирует три вида навигационной информации: инерциальную, спутниковую и инерциально-спутниковую. Очевидно, что класс точности системы определяется погрешностями формирования инерциальной информации (автономный режим).

Летные испытания бесплатформенных инерциальных навигационных систем БИНС-СП-2 выявили недопустимые погрешности навигации в автономном режиме, возникающие преимущественно на высокоманевренных полетах.

### **Первый этап совершенствования программно-математического обеспечения (ПМО) БИНС-СП-2.**

Для исследования навигационных погрешностей, обусловленных инструментальными ошибками инерциальных датчиков, на реальной траектории использовалась программа-имитатор.

В программу помещается файл траекторных данных, содержащий углы ориентации и компоненты вектора скорости, зарегистрированные в полете, и инструментальные погрешности инерциальных датчиков.

Инструментальные погрешности при моделировании считались постоянными величинами.

Программа-имитатор реализует численное интегрирование уравнений ошибок БИНС, в результате чего вычисляются навигационные погрешности, соответствующие заложенным инструментальным ошибкам и профилю полета.

В результате для обеспечения точности были введены:

- технологическая и бортовая программы термокомпенсации перекосов осей чувствительности гироскопов, реализующие сглаживание и аппроксимацию экспериментальных термозависимостей.
- алгоритм, компенсирующий задержку.
- приведение показаний блока акселерометров к единому полюсу пересчетом и с учетом распределения ускорений в твердом теле.

Результаты лабораторных и летных испытаний выявили значительное улучшение точности навигации в автономном режиме.

**Второй этап совершенствования программно-математического обеспечения (ПМО) БИНС-СП-2: дополнительная выставка при стоянке и маневрировании по аэродрому.**

После доработки ПМО системы БИНС-СП-2 на первом этапе в ряде полетов по-прежнему выявлялись недопустимые погрешности, причем не всегда сопряженные с выполнением интенсивных маневров.

Анализ соответствующих летных данных показал, что достаточно частыми причинами погрешностей являются ошибки начальной выставки БИНС, обусловленные возмущающими факторами, например, ветровыми колебаниями летательного аппарата во время выставки БИНС, и нестабильностью инструментальных погрешностей инерциальных датчиков БИНС, влияющих как на выставку, так и последующую навигацию.

Для уменьшения влияния данных источников погрешностей был разработан алгоритм довыставки во время стоянки и движения по аэродрому до взлета самолета на базе фильтра Калмана, позволяющий оценивать погрешности вертикали, курса и нестабильность смещений нулей трактов горизонтальных акселерометров от запуска к запуску и вносить соответствующие поправки в

					24.04.02.2017.466.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		15

автономный режим. Возможность реализации данного режима на практике определяется наличием в составе системы встроенного спутникового приемника.

Алгоритм подключается сразу после перехода из режима «Выставка» в «Навигацию» и продолжает работать до взлета. Во время довыставки на аэродроме система работает в режиме «Навигация». При стоянке доступна корректирующая информация о нулевой скорости и спутниковая навигационная информация. При движении доступна только спутниковая информация.

Фильтр Калмана использует всю имеющуюся в наличии корректирующую информацию.

Алгоритм довыставки был внедрен в ПМО систем БИНС-СП-2 на втором этапе. Результаты летных испытаний после внедрения этого алгоритма подтвердили повышение точности автономного режима примерно в 1,5 раза.

В работе [11] предлагается решить задачу планирования трехмерного маршрута полета беспилотного летательного аппарата (БПЛА) гражданского назначения в условиях сложного рельефа местности (РМ) и ограничений на динамические свойства аппарата и конечное состояние полета.

Для полета по запланированному маршруту при известной структуре системы управления БПЛА требуется решение задач, обеспечивающих точную навигацию и управление траекторией полета. Повышение точности решения задачи навигации БПЛА с использованием существующих технических средств является одним из важных направлений исследований при разработке БПЛА. Поскольку в целях сокращения финансовых затрат БПЛА гражданского назначения должны многократно использоваться, то для гарантированного выполнения целевых задач на борту аппарата необходимо установить комплекс технических средств, включающий точную инерциальную навигационную систему (ИНС) и приемник СНС (спутниковая навигационная система).

На основе анализа литературы о комплексированной инерциально-спутниковой системе навигации (КИССН), а также проведенных исследований, в диссертации для БПЛА многократного применения предлагается использовать слабосвязанную схему комплексирования данных, получаемых от БИНС и СНС.

					24.04.02.2017.466.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		16

Таким образом, в случае применения слабосвязанной схемы, в КИССН можно получить точное решение навигационной задачи с высокой надежностью только тогда, когда БИНС и СНС все время в полете БПЛА находятся в нормальном режиме работы. Недостаток СНС заключается в чувствительности этой системы к радиоэлектронным помехам. БПЛА, движущиеся в сложном РМ, из-за наличия препятствий, природно-климатических условий и т.д. часто не могут успешно принять навигационную информацию от СНС в короткое время. Поскольку в этом случае СНС не может находиться в нормальном режиме работы, то точность КИССН резко уменьшается.

Для повышения надежности и жизнеспособности БПЛА в работе предлагается на основе существующих инерциальных измерительных датчиков улучшить алгоритм КИССН со слабосвязанным комплексированием, чтобы устранить проблему резкого снижения точности навигации на коротких отрезках времени, вызванную потерей сигнала СНС.

Таким образом, проводимое исследование указанных нерешенных проблем, а именно, исследование и применение метода частично-целочисленного линейного программирования (ЧЦЛП) для решения задачи планирования трехмерного маршрута полета БПЛА гражданского назначения в реальном режиме времени в условиях сложного РМ, ограничений на динамические свойства БПЛА и конечное состояние полета, а также разработка алгоритма быстрой коррекции навигационной информации для КИССН БПЛА являются актуальными и практически значимыми в настоящее время.

В данной работе на основании теоретических и экспериментальных исследований решена актуальная научно-техническая задача планирования оптимального пространственного маршрута полета БПЛА и обработки информации КИССН для обеспечения гарантированного облета препятствий, находящихся на маршруте полета, в реальном режиме времени и с высокой точностью навигации. В ходе выполнения работы получены следующие результаты, имеющие как научное, так и практическое значение:

					24.04.02.2017.466.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		17

1. Разработана математическая модель движения БПЛА в условиях ограничений (сложной окружающей среды).

2. Разработан алгоритм планирования пространственного маршрута полета БПЛА в реальном режиме времени в условиях городской среды, учитывающий ограничения на маневренные свойства БПЛА, на конечное состояние полета, а также на облет городских препятствий.

3. Разработан алгоритм планирования пространственного маршрута полета БПЛА в реальном режиме времени в условиях горной местности, учитывающий ограничения на маневренные свойства БПЛА, на конечное состояние полета, а также на огибание сложного рельефа местности.

4. Разработан алгоритм быстрой компенсации погрешностей навигационной информации КИССН для решения проблемы отказа БИНС при отсутствии сигнала системы СНС.

5. Результаты исследований с использованием имитационного моделирования в моделирующих системах MATLAB, CPLEX и AMPL показывают, что с помощью предложенного алгоритма планирования маршрута полета в условиях ограничений возможно в реальном режиме времени и высокоэффективно вычислять оптимальный маршрут полета с учетом маневренных свойств БПЛА, а также обрабатывать его сглаживанием.

6. Результаты исследований с использованием имитационного моделирования в моделирующей системе MATLAB показали, что в условиях неполной информации об измерениях данный алгоритм решил проблему отказа КИССН при кратковременном отсутствии сигнала системы СНС, поэтому точность навигации КИССН может поддерживаться в допустимых пределах.

В работе [12] исследуются возможности оценки на этапе рулежки и разгона самолета составляющих погрешностей бескарданной инерциальной навигационной системы, которые меняются от запуска системы к запуску. Далее полученные оценки используются для коррекции показаний инерциальных датчиков в полете. Для решения задачи привлекается внешняя позиционная и скоростная информация спутниковой навигационной системы. Проведен

ковариационный анализ поставленной задачи оценивания, который показал значимое повышение точности автономной навигации в дальнейшем полете.

В данной работе исследуются возможности использования начального участка движения летательного аппарата (ЛА) по аэродрому – режим рулежки и разгона по взлетной полосе – для оценки указанных погрешностей с целью компенсации этих оценок в текущем полете для повышения точности автономного режима навигации.

В статье приводятся математические модели задачи оценки погрешностей БИНС при помощи информации СНС. Проводится ковариационный анализ точности оценивания, который показывает, что наличие маневров при движении ЛА по аэродрому обеспечивает оцениваемость азимутальной ошибки, угловых ошибок построения вертикали и погрешностей нулей горизонтальных (продольного и бокового) ньютометров и датчиков угловой скорости.

Таким образом, анализ точности калибровки БИНС на участке рулежки и разгона производился в рамках ковариационных соотношений, без построения модельных реализаций.

Была смоделирована следующая траектория: три равномерных прямолинейных движения в течение 5 минут с последующим поворотом на угол  $90^\circ$ , затем разгон от 0 до 150 м/с по полосе длиной 1500 м.

Моделирование показало, что подобная траектория позволяет оценить нули ньютометров с разумной точностью, а также оценить погрешности выставки системы в азимуте и по вертикали, но не позволяет оценить нули датчиков угловой скорости.

Для оценивания эффективности использования оценок, полученных в процессе рулежки и разгона, производилось моделирование алгоритмов автономной навигации с учетом компенсации оцененных инструментальных, угловых погрешностей и без компенсации. Имитируемая траектория состояла из прямолинейных участков и поворотов. Моделировался полет самолета в течение 1 часа.

Использование описанных в работе оценок позволило повысить точность навигации до 1890 м.

В работе [13] разработан способ калибровки чувствительных элементов бесплатформенной инерциальной навигационной системы в полете, а именно БИНС обеспечивает сравнение текущей информации о векторе кажущейся скорости и векторе углов поворота изделия, полученной от чувствительных элементов БИНС, с аналогичной информацией, полученной от комплекса командных приборов системы управления носителя, которая является эталоном. При этом предлагаемая совокупность действий по обработке и разделению этой информации на составляющие на заданных интервалах времени позволяет определить калибруемые параметры методом наименьших квадратов с высокой точностью. Полученные калибруемые параметры учитываются в алгоритмах СУ БИНС.

На некотором интервале времени по информации от чувствительных элементов БИНС и от комплекса командных приборов носителя измеряют «n» приращений вектора кажущейся скорости на оси инерциальной системы координат, моделируемой системой управления БИНС, и на оси базовой системы координат, моделируемой системой управления носителя, определяют рассогласование между полученными проекциями, одновременно проводят пересчет полученных рассогласований проекций вектора кажущейся скорости к осям приборной системы координат, используя скорректированную при векторном согласовании матрицу перехода от базовой к приборной системы координат, определяют «n» приращений составляющих вектора поворота приборной системы координат вследствие погрешностей ДУС, корректируют полученные рассогласования проекций вектора кажущейся скорости на оси приборной системы координат на величины рассогласований вектора кажущейся скорости вследствие погрешностей ДУС. Далее по полученным рассогласованиям вектора кажущейся скорости, используя принятую математическую модель погрешностей акселерометров, определяют в вычислительном устройстве БИНС методом наименьших квадратов смещение нуля и масштабный коэффициент

										Лист
										20
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата	24.04.02.2017.466.00 ПЗ					

каждого акселерометра; по полученным «n» приращениям составляющих вектора поворота приборной системы координат вследствие погрешностей ДУС, используя принятую математическую модель погрешностей ДУС, методом наименьших квадратов, определяют смещение нуля и масштабный коэффициент каждого ДУС. Полученные калибруемые параметры учитывают в алгоритмах системы управления БИНС.

Так же существует ряд других работ по оценке параметров математической модели БИНС (БИБ) [14–22].

### **Выводы по первой главе**

В данной главе был проведен обзор работ по теме ВКР для выявления достоинств и недостатков в работах.

Основным недостатком в данных работах является отсутствие (или недостаток) теоретической стороны вопроса об оценивание погрешностей.

В статье [6] недостаточно полно рассмотрена математическая сторона формирования функций влияния, а так же фильтра Калмана.

В работах [8-22] используются другие методы оценивания, некоторые из которых являются недостаточно точными.

					24.04.02.2017.466.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		21

## 2 ПОСТРОЕНИЕ ФУНКЦИЙ ВЛИЯНИЯ

Во второй главе введена математическая модель погрешностей БИБ, а так же рассмотрено построение функций влияния параметров математической модели погрешностей бесплатформенного инерциального блока с использованием математических моделей летательного аппарата и системы управления.

### 2.1 Математическая модель погрешностей бесплатформенного инерциального блока

В состав бесплатформенного инерциального блока входят три акселерометра (АК):  $A_1 \div A_3$  и три датчика угловой скорости (ДУС):  $D_1 \div D_3$ , схема ориентации их осей чувствительности относительно приборной системы координат (ПСК), связанной с установочными элементами корпуса прибора, показана на рисунке 2.

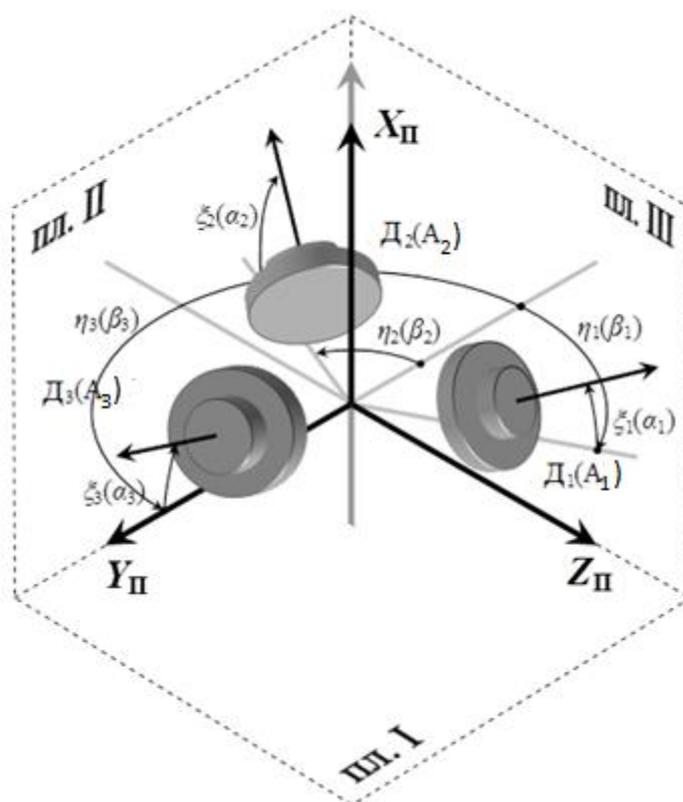


Рисунок 2.1 – Ориентация измерительных осей датчиков БИБ относительно ПСК

ПСК бесплатформенного инерциального блока–  $O_{\Pi}X_{\Pi}Y_{\Pi}Z_{\Pi}$  определяется через базовые плоскости I, II и III, которые связаны с осями чувствительности АК БИБ следующим образом:

- ❖ плоскость I – такая, что углы между осями чувствительности  $A_{1,2}$  и их проекциями на данную плоскость составляют  $\alpha_1, \alpha_2$  соответственно (см. рисунок 1); при этом проекции осей чувствительности  $A_{1,2,3}$  на нормаль плоскости I имеют одинаковый знак;
- ❖ плоскость II – перпендикулярная к плоскости I, так, что линия пересечения плоскостей I и II образует угол  $\beta_1$  с проекцией осей чувствительности  $A_1$  на плоскость I (см. рисунок 1); плоскость III – плоскость, перпендикулярная к плоскостям I и II.

Оси ПСК координат ориентированы следующим образом:

- ❖ ось  $O_{\Pi}X_{\Pi}$  лежит на пересечении базовых плоскостей II и III ее положительное направление совпадает с направлениями проекций осей чувствительности  $A_{1,2,3}$  на данную ось (см. рисунок 1);
- ❖ ось  $O_{\Pi}Y_{\Pi}$  лежит на пересечении базовых плоскостей I и II ее положительное направление совпадает с направлением проекции осей чувствительности  $A_3$  на данную ось, а отрицательное – с направлениями проекций осей чувствительности  $A_{1,2}$ ;
- ❖ ось  $O_{\Pi}Z_{\Pi}$  лежит на пересечении базовых плоскостей I и III и образует с осями  $O_{\Pi}X_{\Pi}$  и  $O_{\Pi}Y_{\Pi}$  правую систему координат.

Углы ориентации осей чувствительности ДУС и АК БИБ относительно ПСК определяются следующим образом:

- ❖  $\eta_{1,2,3}(\beta_{1,2,3})$  – углы между проекциями осей чувствительности  $D_{1,2,3}(A_{1,2,3})$  на плоскость  $O_{\Pi}Y_{\Pi}Z_{\Pi}$  и осью  $O_{\Pi}Y_{\Pi}$ , угол считается положительным, если поворот от отрицательного направления оси  $O_{\Pi}Y_{\Pi}$  к проекции происходит против хода часовой стрелки, если смотреть с положительного направления оси  $O_{\Pi}X_{\Pi}$ .

- ❖  $\xi_{1,2,3}(\alpha_{1,2,3})$  – углы между ОЧ  $D_{1,2,3}(A_{1,2,3})$  и их проекциями на плоскость  $O_{\Pi}Y_{\Pi}Z_{\Pi}$ , углы отсчитываются от плоскости  $O_{\Pi}Y_{\Pi}Z_{\Pi}$  к положительному направлению оси  $O_{\Pi}X_{\Pi}$ .

ИССК OXYZ совпадает с Земной системой координат в момент старта (момент подачи команды отключения точного приведения).

По телеметрии контроля работоспособности БИНС пуска РН «Союз-2» фиксируется измерительная информация, полученная по показаниям датчиков ГСП: углы  $\varphi$ ,  $\psi$ ,  $\vartheta$  ориентации связанной системы координат (ССК) РН относительно ИССК и проекции  $W_{X,Y,Z}$  кажущейся скорости на оси ИССК (период записи телеметрической информации составляет 60 мс). По полученной информации моделируются приращения  $\sigma\dot{W}_k$  и  $\sigma\omega_k$ ,  $k=1..3$  – интегралов за интервал опроса выходной измерительной информации бесплатформенного инерциального блока от проекций векторов угловой скорости и кажущегося ускорения на осях чувствительности АК и ДУС, соответственно.

Модель погрешностей АК и ДУС (лазерных гироскопов, волоконно-оптических и микромеханических) имеет схожий характер и отличается некоторыми дополнительными составляющими, учитывающими особенности конструкции и принципа действия, и в общем случае включает в себя следующие величины:

- Смещение нуля (bias) – систематическая (постоянная) погрешность в измерении входного сигнала (угловой скорости или линейного ускорения) в нормальных климатических условиях (для исключения влияния таких внешних воздействий как температура, магнитные поля и др.);

- Масштабный коэффициент (scale factor) - величина отношения изменения в выходном сигнале к изменению входного воздействия. МК обычно определяется как коэффициент или функция преобразования входного сигнала, который может быть определен с использованием метода наименьших квадратов;

- Углы неортогональности (input-axis misalignment) - углы, образованные измерительными осями ЧЭ и соответствующими осями ПСК. Обычно выражаются матрицей направляющих косинусов или углами Эйлера-Крылова.

					24.04.02.2017.466.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		24

Введем погрешности (всего 24):

1. Погрешности ориентации осей чувствительности датчиков:

1) ДУС:  $\delta\xi_k, \delta\eta_k$  при  $k=1\dots3$ ;

2) АК:  $\delta\alpha_k, \delta\beta_k$  при  $k=1\dots3$ ;

2. Погрешность масштабного коэффициента:

1) ДУС:  $\delta\rho d_k$  при  $k=1\dots3$ ;

2) АК:  $\delta\rho a_k$  при  $k=1\dots3$ ;

3. Погрешность смещения нуля:

1) ДУС:  $\delta\tau d_k$  при  $k=1\dots3$ ;

2) АК:  $\delta\tau a_k$  при  $k=1\dots3$ .

Выходную информацию с ДУС и АК можно представить в виде:

$$\begin{cases} \omega_k^* = \omega_k + \delta\omega_k, \\ \dot{W}_k^* = \dot{W}_k + \delta\dot{W}_k, \end{cases} \quad (2.1)$$

где

$$\delta\dot{W}_k = \delta\rho a_k * \dot{W}_k + \delta\tau a_k, \quad (2.2)$$

$$\delta\omega_k = \delta\rho d_k * \omega_k + \delta\tau d_k; \quad (2.3)$$

$\dot{W}_k$ - составляющая вектора кажущегося ускорения;

$\delta\dot{W}_k$  – погрешность измерения составляющей  $\dot{W}_k$ ;

$\omega_k$ - составляющая вектора угловой скорости;

$\delta\omega_k$  – погрешность измерения составляющей  $\omega_k$ .

## 2.2 Алгоритм пересчета кажущейся скорости и ускорения в проекции на оси приборной системы координат

Для пересчета кажущейся скорости и ускорения в ПСК используются матрицы:

$$\begin{cases} \begin{pmatrix} \omega_{xп} \\ \omega_{yп} \\ \omega_{zп} \end{pmatrix} = (C^d)^{-1} * \begin{pmatrix} \omega_1 \\ \omega_2 \\ \omega_3 \end{pmatrix} \\ \begin{pmatrix} \dot{W}_{xп} \\ \dot{W}_{yп} \\ \dot{W}_{zп} \end{pmatrix} = (C^a)^{-1} * \begin{pmatrix} \dot{W}_1 \\ \dot{W}_2 \\ \dot{W}_3 \end{pmatrix}, \end{cases} \quad (2.4)$$

где матрицы  $C^d$  и  $C^a$  учитывают ориентацию осей чувствительности для ДУС и АК соответственно. При учете погрешностей ориентации осей чувствительности выражения 2.4 принимают вид:

$$\begin{cases} \begin{pmatrix} \omega_{x\Pi}^* \\ \omega_{y\Pi}^* \\ \omega_{z\Pi}^* \end{pmatrix} = (C^{*d})^{-1} * \begin{pmatrix} \omega_1^* \\ \omega_2^* \\ \omega_3^* \end{pmatrix} \\ \begin{pmatrix} \dot{W}_{x\Pi}^* \\ \dot{W}_{y\Pi}^* \\ \dot{W}_{z\Pi}^* \end{pmatrix} = (C^{*a})^{-1} * \begin{pmatrix} \dot{W}_1^* \\ \dot{W}_2^* \\ \dot{W}_3^* \end{pmatrix} \end{cases}, \quad (2.5)$$

Рассмотрим структуру матриц  $C^a$  и  $C^d$ .

Согласно определению ПСК, матрицы, состоящие из направляющих косинусов – в строках матрицы ориентации осей чувствительности ДУС и АК БИБ в ПСК, имеют вид:

$$\begin{cases} C^d = \begin{pmatrix} \sin \xi_1 & -\cos \eta_1 * \cos \xi_1 & -\sin \eta_1 * \cos \xi_1 \\ \sin \xi_2 & -\cos \eta_2 * \cos \xi_2 & -\sin \eta_2 * \cos \xi_2 \\ \sin \xi_3 & -\cos \eta_3 * \cos \xi_3 & -\sin \eta_3 * \cos \xi_3 \end{pmatrix} \\ C^a = \begin{pmatrix} \sin \alpha_1 & -\cos \beta_1 * \cos \alpha_1 & -\sin \beta_1 * \cos \alpha_1 \\ \sin \alpha_2 & -\cos \beta_2 * \cos \alpha_2 & -\sin \beta_2 * \cos \alpha_2 \\ \sin \alpha_3 & -\cos \beta_3 * \cos \alpha_3 & -\sin \beta_3 * \cos \alpha_3 \end{pmatrix} \end{cases}. \quad (2.6)$$

Матрицы перехода от осей чувствительности ДУС и АК к ПСК являются обратными к данным матрицам.

При учёте погрешностей ориентации матрицы  $C^a$  и  $C^d$  (в выражении 2.6) принимают вид:

$$\begin{cases} C^{*d} = \begin{pmatrix} \sin(\xi_1 + \delta\xi_1) & -\cos(\eta_1 + \delta\eta_1) * \cos(\xi_1 + \delta\xi_1) & -\sin(\eta_1 + \delta\eta_1) * \cos(\xi_1 + \delta\xi_1) \\ \sin(\xi_2 + \delta\xi_2) & -\cos(\eta_2 + \delta\eta_2) * \cos(\xi_2 + \delta\xi_2) & -\sin(\eta_2 + \delta\eta_2) * \cos(\xi_2 + \delta\xi_2) \\ \sin(\xi_3 + \delta\xi_3) & -\cos(\eta_3 + \delta\eta_3) * \cos(\xi_3 + \delta\xi_3) & -\sin(\eta_3 + \delta\eta_3) * \cos(\xi_3 + \delta\xi_3) \end{pmatrix} \\ C^{*a} = \begin{pmatrix} \sin(\alpha_1 + \delta\alpha_1) & -\cos(\beta_1 + \delta\beta_1) * \cos(\alpha_1 + \delta\alpha_1) & -\sin(\beta_1 + \delta\beta_1) * \cos(\alpha_1 + \delta\alpha_1) \\ \sin(\alpha_2 + \delta\alpha_2) & -\cos(\beta_2 + \delta\beta_2) * \cos(\alpha_2 + \delta\alpha_2) & -\sin(\beta_2 + \delta\beta_2) * \cos(\alpha_2 + \delta\alpha_2) \\ \sin(\alpha_3 + \delta\alpha_3) & -\cos(\beta_3 + \delta\beta_3) * \cos(\alpha_3 + \delta\alpha_3) & -\sin(\beta_3 + \delta\beta_3) * \cos(\alpha_3 + \delta\alpha_3) \end{pmatrix} \end{cases} \quad (2.7)$$

Рассмотрим представление матрицы  $C^{*d}$  и  $C^{*a}$  с точностью до малых 1-го порядка относительно  $\delta f_k$  при  $k=1\dots 3$  и  $f=\xi_k, \alpha_k, \beta_k, \eta_k$ . Тогда матрицы  $C^{*d}$  и  $C^{*a}$  примут вид:

$$\begin{aligned}
C^{*d} = & \begin{pmatrix} \sin \xi_1 & -\cos \eta_1 * \cos \xi_1 & -\sin \eta_1 * \cos \xi_1 \\ \sin \xi_2 & -\cos \eta_2 * \cos \xi_2 & -\sin \eta_2 * \cos \xi_2 \\ \sin \xi_3 & -\cos \eta_3 * \cos \xi_3 & -\sin \eta_3 * \cos \xi_3 \end{pmatrix} + \\
& \begin{pmatrix} \cos \xi_1 * \delta \xi_1 & \cos \eta_1 * \sin \xi_1 * \delta \xi_1 & \sin \eta_1 * \sin \xi_1 * \delta \xi_1 \\ \cos \xi_2 * \delta \xi_2 & \cos \eta_2 * \sin \xi_2 * \delta \xi_2 & \sin \eta_2 * \sin \xi_2 * \delta \xi_2 \\ \cos \xi_3 * \delta \xi_3 & \cos \eta_3 * \sin \xi_3 * \delta \xi_3 & \sin \eta_3 * \sin \xi_3 * \delta \xi_3 \end{pmatrix} + \\
& \begin{pmatrix} 0 & \sin \eta_1 * \delta \eta_1 * \cos \xi_1 & -\cos \eta_1 * \delta \eta_1 * \cos \xi_1 \\ 0 & \sin \eta_2 * \delta \eta_2 * \cos \xi_2; & -\cos \eta_2 * \delta \eta_2 * \cos \xi_2 \\ 0 & \sin \eta_3 * \delta \eta_3 * \cos \xi_3; & -\cos \eta_3 * \delta \eta_3 * \cos \xi_3 \end{pmatrix} = C^d + \delta_1^d + \delta_2^d, \tag{2.8}
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
C^{*a} = & \begin{pmatrix} \sin \alpha_1 & -\cos \beta_1 * \cos \alpha_1 & -\sin \beta_1 * \cos \alpha_1 \\ \sin \alpha_2 & -\cos \beta_2 * \cos \alpha_2 & -\sin \beta_2 * \cos \alpha_2 \\ \sin \alpha_3 & -\cos \beta_3 * \cos \alpha_3 & -\sin \beta_3 * \cos \alpha_3 \end{pmatrix} + \\
& \begin{pmatrix} \cos \alpha_1 * \delta \alpha_1 & \cos \beta_1 * \sin \alpha_1 * \delta \alpha_1 & \sin \beta_1 * \sin \alpha_1 * \delta \alpha_1 \\ \cos \alpha_2 * \delta \alpha_2 & \cos \beta_2 * \sin \alpha_2 * \delta \alpha_2 & \sin \beta_2 * \sin \alpha_2 * \delta \alpha_2 \\ \cos \alpha_3 * \delta \alpha_3 & \cos \beta_3 * \sin \alpha_3 * \delta \alpha_3 & \sin \beta_3 * \sin \alpha_3 * \delta \alpha_3 \end{pmatrix} + \\
& \begin{pmatrix} 0 & \sin \beta_1 * \delta \beta_1 * \cos \alpha_1 & -\cos \beta_1 * \delta \beta_1 * \cos \alpha_1 \\ 0 & \sin \beta_2 * \delta \beta_2 * \cos \alpha_2; & -\cos \beta_2 * \delta \beta_2 * \cos \alpha_2 \\ 0 & \sin \beta_3 * \delta \beta_3 * \cos \alpha_3; & -\cos \beta_3 * \delta \beta_3 * \cos \alpha_3 \end{pmatrix} = C^a + \delta_1^a + \delta_2^a. \tag{2.9}
\end{aligned}$$

Для получения обратной матрицы могут быть упрощены полученные нами выражения для  $C^{*d}$  и  $C^{*a}$ .

То есть из выражений (3.5,3.6) следует следующая общая форма представления обратных матриц  $C^{*d}$  и  $C^{*a}$ :

$$\begin{aligned}
(C)^{-1} = (C + \delta_1 + \delta_2)^{-1} = (C(E + C^{-1}\delta_1 + C^{-1}\delta_2))^{-1} = (E + C^{-1}\delta_1 + \\
C^{-1}\delta_2)^{-1} * C^{-1} = (E - (-C^{-1}\delta_1 - C^{-1}\delta_2))^{-1} * C^{-1} = C^{-1} - C^{-1}\delta_1 * C^{-1} - C^{-1}\delta_2 * \\
C^{-1}, \tag{2.10}
\end{aligned}$$

Для представления функций влияния в ПСК подставим полученные нами выражения (2.10) в уравнения (2.4), (2.5):

$$\begin{cases} \begin{pmatrix} \omega_{xp}^* \\ \omega_{yp}^* \\ \omega_{zp}^* \end{pmatrix} = (C^{*d})^{-1} * \begin{pmatrix} \omega_x^* \\ \omega_y^* \\ \omega_z^* \end{pmatrix} \\ \begin{pmatrix} \omega_{xp} \\ \omega_{yp} \\ \omega_{zp} \end{pmatrix} = (C^d)^{-1} * \begin{pmatrix} \omega_1 \\ \omega_2 \\ \omega_3 \end{pmatrix} \end{cases} \tag{2.11}$$

Вычитая из первого уравнения системы второе, получим:

$$\begin{pmatrix} \delta\omega_{\text{хп}} \\ \delta\omega_{\text{уп}} \\ \delta\omega_{\text{зп}} \end{pmatrix} = (C^d)^{-1} * \begin{pmatrix} \delta\rho d_1 * \omega_1 + \delta\tau d_1 \\ \delta\rho d_2 * \omega_2 + \delta\tau d_2 \\ \delta\rho d_3 * \omega_3 + \delta\tau d_3 \end{pmatrix} - (C^d)^{-1} * \delta_1^d * (C^d)^{-1} * \begin{pmatrix} \omega_1 \\ \omega_2 \\ \omega_3 \end{pmatrix} - \\ (C^d)^{-1} * \delta_2^d * (C^d)^{-1} * \begin{pmatrix} \omega_1 \\ \omega_2 \\ \omega_3 \end{pmatrix}. \quad (2.12)$$

После преобразования:

$$\begin{pmatrix} \delta\omega_{\text{хп}} \\ \delta\omega_{\text{уп}} \\ \delta\omega_{\text{зп}} \end{pmatrix} = (C^d)^{-1} * \begin{pmatrix} \delta\rho d_1 * \omega_1 + \delta\tau d_1 \\ \delta\rho d_2 * \omega_2 + \delta\tau d_2 \\ \delta\rho d_3 * \omega_3 + \delta\tau d_3 \end{pmatrix} - (C^d)^{-1} * \delta_1^d * \begin{pmatrix} \omega_{\text{хп}} \\ \omega_{\text{уп}} \\ \omega_{\text{зп}} \end{pmatrix} - (C^d)^{-1} * \delta_2^d * \\ \begin{pmatrix} \omega_{\text{хп}} \\ \omega_{\text{уп}} \\ \omega_{\text{зп}} \end{pmatrix}. \quad (2.13)$$

Для получения функций влияния следует, раскрыв произведения матриц учесть векторы ошибок приборов систем как для ДУС, так и для АК.

Для ДУС:

1. Погрешность смещения нуля ДУС:

$$(C^d)^{-1} * \begin{pmatrix} \delta\rho d_1 * \omega_1 + \delta\tau d_1 \\ \delta\rho d_2 * \omega_2 + \delta\tau d_2 \\ \delta\rho d_3 * \omega_3 + \delta\tau d_3 \end{pmatrix} = (C^d)^{-1} * \begin{pmatrix} \delta\rho d_1 * \omega_1 \\ \delta\rho d_2 * \omega_2 \\ \delta\rho d_3 * \omega_3 \end{pmatrix} + (C^d)^{-1} * \begin{pmatrix} \delta\tau d_1 \\ \delta\tau d_2 \\ \delta\tau d_3 \end{pmatrix}. \quad (2.14)$$

2. Погрешность масштабного коэффициента ДУС:

$$(C^d)^{-1} * \begin{pmatrix} \delta\rho d_1 * \omega_1 \\ \delta\rho d_2 * \omega_2 \\ \delta\rho d_3 * \omega_3 \end{pmatrix} = (C^d)^{-1} * \begin{pmatrix} \delta\rho d_1 & 0 & 0 \\ 0 & \delta\rho d_2 & 0 \\ 0 & 0 & \delta\rho d_3 \end{pmatrix} * \begin{pmatrix} \omega_1 \\ \omega_2 \\ \omega_3 \end{pmatrix} = (C^d)^{-1} * \\ \begin{pmatrix} \omega_1 & 0 & 0 \\ 0 & \omega_2 & 0 \\ 0 & 0 & \omega_3 \end{pmatrix} * \begin{pmatrix} \delta\rho d_1 \\ \delta\rho d_2 \\ \delta\rho d_3 \end{pmatrix}. \quad (2.15)$$

3. Погрешности ориентации осей чувствительности ДУС:

$$(C^d)^{-1} * \delta_1^d * \begin{pmatrix} \omega_{x\Pi} \\ \omega_{y\Pi} \\ \omega_{z\Pi} \end{pmatrix} = (C^d)^{-1} *$$

$$\begin{pmatrix} \cos \xi_1 * \delta \xi_1 & \cos \eta_1 * \sin \xi_1 * \delta \xi_1 & \sin \eta_1 * \sin \xi_1 * \delta \xi_1 \\ \cos \xi_2 * \delta \xi_2 & \cos \eta_2 * \sin \xi_2 * \delta \xi_2 & \sin \eta_2 * \sin \xi_2 * \delta \xi_2 \\ \cos \xi_3 * \delta \xi_3 & \cos \eta_3 * \sin \xi_3 * \delta \xi_3 & \sin \eta_3 * \sin \xi_3 * \delta \xi_3 \end{pmatrix} * \begin{pmatrix} \omega_{x\Pi} \\ \omega_{y\Pi} \\ \omega_{z\Pi} \end{pmatrix} = (C^d)^{-1} *$$

$$\begin{pmatrix} \omega_1^{(1)} & 0 & 0 \\ 0 & \omega_2^{(1)} & 0 \\ 0 & 0 & \omega_3^{(1)} \end{pmatrix} * \begin{pmatrix} \delta \xi_1 \\ \delta \xi_2 \\ \delta \xi_3 \end{pmatrix}, \quad (2.16)$$

где

$$\begin{cases} \omega_1^{(1)} = \cos \xi_1 * \omega_{x\Pi} + \cos \eta_1 * \sin \xi_1 * \omega_{y\Pi} + \sin \eta_1 * \sin \xi_1 * \omega_{z\Pi} \\ \omega_2^{(1)} = \cos \xi_2 * \omega_{x\Pi} + \cos \eta_2 * \sin \xi_2 * \omega_{y\Pi} + \sin \eta_2 * \sin \xi_2 * \omega_{z\Pi} \\ \omega_3^{(1)} = \cos \xi_3 * \omega_{x\Pi} + \cos \eta_3 * \sin \xi_3 * \omega_{y\Pi} + \sin \eta_3 * \sin \xi_3 * \omega_{z\Pi} \end{cases} \quad (2.17)$$

$$(C^d)^{-1} * \delta_2^d * \begin{pmatrix} \omega_{x\Pi} \\ \omega_{y\Pi} \\ \omega_{z\Pi} \end{pmatrix} = (C^d)^{-1} * \begin{pmatrix} 0 & \sin \eta_1 * \delta \eta_1 * \cos \xi_1 & -\cos \eta_1 * \delta \eta_1 * \cos \xi_1 \\ 0 & \sin \eta_2 * \delta \eta_2 * \cos \xi_2; & -\cos \eta_2 * \delta \eta_2 * \cos \xi_2 \\ 0 & \sin \eta_3 * \delta \eta_3 * \cos \xi_3; & -\cos \eta_3 * \delta \eta_3 * \cos \xi_3 \end{pmatrix} *$$

$$\begin{pmatrix} \omega_{x\Pi} \\ \omega_{y\Pi} \\ \omega_{z\Pi} \end{pmatrix} = (C^d)^{-1} * \begin{pmatrix} \omega_1^{(2)} & 0 & 0 \\ 0 & \omega_2^{(2)} & 0 \\ 0 & 0 & \omega_3^{(2)} \end{pmatrix} * \begin{pmatrix} \delta \eta_1 \\ \delta \eta_2 \\ \delta \eta_3 \end{pmatrix}, \quad (2.18)$$

где

$$\begin{cases} \omega_1^{(2)} = \sin \eta_1 * \cos \xi_1 * \omega_{y\Pi} - \cos \eta_1 * \cos \xi_1 * \omega_{z\Pi} \\ \omega_2^{(2)} = \sin \eta_2 * \cos \xi_2 * \omega_{y\Pi} - \cos \eta_2 * \cos \xi_2 * \omega_{z\Pi} \\ \omega_3^{(2)} = \sin \eta_3 * \cos \xi_3 * \omega_{y\Pi} - \cos \eta_3 * \cos \xi_3 * \omega_{z\Pi} \end{cases} \quad (2.19)$$

Функции влияния для  $C^a$  (АК), получаются аналогично.

$$\begin{pmatrix} \delta \dot{W}_{x\Pi} \\ \delta \dot{W}_{y\Pi} \\ \delta \dot{W}_{z\Pi} \end{pmatrix} = (C^a)^{-1} * \begin{pmatrix} \delta \rho a_1 * \dot{W}_1 + \delta \tau a_1 \\ \delta \rho a_2 * \dot{W}_2 + \delta \tau a_2 \\ \delta \rho a_3 * \dot{W}_3 + \delta \tau a_3 \end{pmatrix} - (C^a)^{-1} * \delta_1^a * \begin{pmatrix} \delta \dot{W}_{x\Pi} \\ \delta \dot{W}_{y\Pi} \\ \delta \dot{W}_{z\Pi} \end{pmatrix} - (C^a)^{-1} * \delta_2^a *$$

$$\begin{pmatrix} \delta \dot{W}_{x\Pi} \\ \delta \dot{W}_{y\Pi} \\ \delta \dot{W}_{z\Pi} \end{pmatrix}. \quad (2.20)$$

Для АК:

1. Погрешность смещения нуля АК:

$$(C^a)^{-1} * \begin{pmatrix} \delta\rho a_1 * \dot{W}_1 + \delta\tau a_1 \\ \delta\rho a_2 * \dot{W}_2 + \delta\tau a_2 \\ \delta\rho a_3 * \dot{W}_3 + \delta\tau a_3 \end{pmatrix} = (C^a)^{-1} * \begin{pmatrix} \delta\rho a_1 * \dot{\omega}_1 \\ \delta\rho a_2 * \dot{\omega}_2 \\ \delta\rho a_3 * \dot{\omega}_3 \end{pmatrix} + (C^a)^{-1} * \begin{pmatrix} \delta\tau a_1 \\ \delta\tau a_2 \\ \delta\tau a_3 \end{pmatrix}. \quad (2.21)$$

2. Погрешность масштабного коэффициента АК:

$$(C^a)^{-1} * \begin{pmatrix} \delta\rho a_1 * \dot{W}_1 \\ \delta\rho a_2 * \dot{W}_2 \\ \delta\rho a_3 * \dot{W}_3 \end{pmatrix} = (C^a)^{-1} * \begin{pmatrix} \delta\rho a_1 & 0 & 0 \\ 0 & \delta\rho a_2 & 0 \\ 0 & 0 & \delta\rho a_3 \end{pmatrix} * \begin{pmatrix} \dot{W}_1 \\ \dot{W}_2 \\ \dot{W}_3 \end{pmatrix} = (C^a)^{-1} * \begin{pmatrix} \dot{W}_1 & 0 & 0 \\ 0 & \dot{W}_2 & 0 \\ 0 & 0 & \dot{W}_3 \end{pmatrix} * \begin{pmatrix} \delta\rho a_1 \\ \delta\rho a_2 \\ \delta\rho a_3 \end{pmatrix}. \quad (2.22)$$

3. Погрешности ориентации осей чувствительности АК:

$$(C^a)^{-1} * \delta_1^a * \begin{pmatrix} \dot{W}_{x\Pi} \\ \dot{W}_{y\Pi} \\ \dot{W}_{z\Pi} \end{pmatrix} = (C^a)^{-1} * \begin{pmatrix} \cos \alpha_1 * \delta\alpha_1 & \cos \beta_1 * \sin \alpha_1 * \delta\alpha_1 & \sin \beta_1 * \sin \alpha_1 * \delta\alpha_1 \\ \cos \alpha_2 * \delta\alpha_2 & \cos \beta_2 * \sin \alpha_2 * \delta\alpha_2 & \sin \beta_2 * \sin \alpha_2 * \delta\alpha_2 \\ \cos \alpha_3 * \delta\alpha_3 & \cos \beta_3 * \sin \alpha_3 * \delta\alpha_3 & \sin \beta_3 * \sin \alpha_3 * \delta\alpha_3 \end{pmatrix} * \begin{pmatrix} \dot{W}_{x\Pi} \\ \dot{W}_{y\Pi} \\ \dot{W}_{z\Pi} \end{pmatrix} = (C^a)^{-1} * \begin{pmatrix} \dot{W}_1^{(1)} & 0 & 0 \\ 0 & \dot{W}_2^{(1)} & 0 \\ 0 & 0 & \dot{W}_3^{(1)} \end{pmatrix} * \begin{pmatrix} \delta\alpha_1 \\ \delta\alpha_2 \\ \delta\alpha_3 \end{pmatrix}, \quad (2.23)$$

где

$$\begin{cases} \dot{W}_1^{(1)} = \cos \alpha_1 * \dot{W}_{x\Pi} + \cos \beta_1 * \sin \alpha_1 * \dot{W}_{y\Pi} + \sin \beta_1 * \sin \alpha_1 * \dot{W}_{z\Pi} \\ \dot{W}_2^{(1)} = \cos \alpha_2 * \dot{W}_{x\Pi} + \cos \beta_2 * \sin \alpha_2 * \dot{W}_{y\Pi} + \sin \beta_2 * \sin \alpha_2 * \dot{W}_{z\Pi} \\ \dot{W}_3^{(1)} = \cos \alpha_3 * \dot{W}_{x\Pi} + \cos \beta_3 * \sin \alpha_3 * \dot{W}_{y\Pi} + \sin \beta_3 * \sin \alpha_3 * \dot{W}_{z\Pi} \end{cases} \quad (2.24)$$

$$(C^a)^{-1} * \delta_2^a * \begin{pmatrix} \dot{W}_{x\Pi} \\ \dot{W}_{y\Pi} \\ \dot{W}_{z\Pi} \end{pmatrix} = (C^a)^{-1} *$$

$$\begin{pmatrix} 0 & \sin \beta_1 * \delta \beta_1 * \cos \alpha_1 & -\cos \beta_1 * \delta \beta_1 * \cos \alpha_1 \\ 0 & \sin \beta_2 * \delta \beta_2 * \cos \alpha_2; & -\cos \beta_2 * \delta \beta_2 * \cos \alpha_2 \\ 0 & \sin \beta_3 * \delta \beta_3 * \cos \alpha_3; & -\cos \beta_3 * \delta \beta_3 * \cos \alpha_3 \end{pmatrix} * \begin{pmatrix} \dot{W}_{x\Pi} \\ \dot{W}_{y\Pi} \\ \dot{W}_{z\Pi} \end{pmatrix} =$$

$$(C^a)^{-1} \begin{pmatrix} \dot{W}_1^{(2)} & 0 & 0 \\ 0 & \dot{W}_2^{(2)} & 0 \\ 0 & 0 & \dot{W}_3^{(2)} \end{pmatrix} * \begin{pmatrix} \delta \beta_1 \\ \delta \beta_2 \\ \delta \beta_3 \end{pmatrix}, \quad (2.25)$$

где

$$\begin{cases} \dot{W}_1^{(2)} = \sin \beta_1 * \cos \alpha_1 * \dot{W}_{y\Pi} - \cos \beta_1 * \cos \alpha_1 * \dot{W}_{z\Pi} \\ \dot{W}_2^{(2)} = \sin \beta_2 * \cos \alpha_2 * \dot{W}_{y\Pi} - \cos \beta_2 * \cos \alpha_2 * \dot{W}_{z\Pi} \\ \dot{W}_3^{(2)} = \sin \beta_3 * \cos \alpha_3 * \dot{W}_{y\Pi} - \cos \beta_3 * \cos \alpha_3 * \dot{W}_{z\Pi} \end{cases} \quad (2.26)$$

### 2.3 Алгоритм определения матрицы перехода от приборной системы координат к инерциальной стартовой системе координат

Для расчета матрицы перехода от ПСК к ИССК воспользуемся задачей Коши для уравнения Пуассона:

$$\begin{cases} \dot{A}(t) = A(t) * \Omega_{\Pi}(t); t > t_0 \\ A(t_0) = A_0, \end{cases} \quad (2.27)$$

где

A - матрица направляющих косинусов;

$$\Omega_{\Pi} = \begin{pmatrix} 0 & -\omega_{z\Pi} & \omega_{y\Pi} \\ \omega_{z\Pi} & 0 & -\omega_{x\Pi} \\ -\omega_{y\Pi} & \omega_{x\Pi} & 0 \end{pmatrix}. \quad (2.28)$$

С учетом погрешностей выражение (2.28) принимает вид:

$$\Omega_{\Pi}^* = \Omega_{\Pi} + \delta \Omega_{\Pi}. \quad (2.29)$$

При этом соответствующая задача Коши для уравнения Пуассона будет иметь вид:

$$\begin{cases} \dot{A}^*(t) = A^*(t) * \Omega_{\Pi}^*(t); t > t_0 \\ A^*(t_0) = A^*_0. \end{cases} \quad (2.30)$$

Предположим:

$$A^* = \delta A * A. \quad (2.31)$$

Тогда из (2.30) с учетом (2.31):

$$\frac{d}{dt}(\delta A * A) = A^* * \Omega_{\Pi}^* ;$$

$$\dot{\delta A} * A + \delta A * \dot{A} = \delta A * A * \Omega_{\Pi} + \delta A * A * \delta \Omega_{\Pi} ;$$

$$\dot{\delta A} * A + \delta A * A * \Omega_{\Pi} = \delta A * A * \Omega_{\Pi} + \delta A * A * \delta \Omega_{\Pi} ;$$

$$\dot{\delta A} * A = \delta A * A * \delta \Omega_{\Pi} ;$$

$$\dot{\delta A} = \delta A(A * \delta \Omega_{\Pi} * A^T). \quad (2.32)$$

При этом:

$$A * \delta \Omega_{\Pi} * A^T = \delta \Omega \quad (2.33)$$

Где  $\delta \Omega$  – кососимметрическая матрица, соответствующая вектору  $A * \delta \vec{\omega}_{\Pi}$ .

Из выражения (2.33) следует:

$$\begin{cases} \dot{\delta A}(t) = \delta A(t) * \delta \Omega(t); t > t_0 \\ \delta A(t_0) = \delta A_0. \end{cases} \quad (2.34)$$

Применим метод Пикара (метод последовательных приближений).

Задача (2.34) может быть записана в следующей интегральной форме:

$$\delta A = \int_{t_0}^t \delta A * \delta \Omega dt + \delta A_0. \quad (2.35)$$

Введем линейный оператор:

$$L_t[\delta A] = \int_{t_0}^t \delta A * \delta \Omega dt. \quad (2.36)$$

Тогда:

$$\delta A = L_t[\delta A] + \delta A_0;$$

$$\delta A - L_t[\delta A] = \delta A_0;$$

$$(E - L_t)\delta A = \delta A_0;$$

$$\delta A = (E - L_t)^{-1}\delta A_0. \quad (2.37)$$

При  $t$  близких к  $t_0$  формула (2.37) принимает вид:

$$\delta A = \delta A_0 + L_t[\delta A_0] + L_t[L_t[\delta A_0]] + \dots; \quad (2.38)$$

Уравнение (2.38) точно до малых 1-го порядка относительно  $\delta A_0$  принимает вид:

$$\delta A = \int_{t_0}^t \delta \Omega(\tau) d\tau + \delta A_0. \quad (2.39)$$

В предположении, что:

$$\delta A_0 = \begin{pmatrix} 0 & \delta\vartheta & -\delta\psi \\ -\delta\vartheta & 0 & \delta\gamma \\ \delta\psi & -\delta\gamma & 0 \end{pmatrix} + E. \quad (2.40)$$

## 2.4 Определение функций влияния

Таким образом, подставив выражение (2.14) – (2.27) в выражение (2.39), получим функции влияния для погрешностей.

$$\delta A = \int_{t_0}^t A(\tau) * \delta \Omega_{\Pi}(\tau) * A^T(\tau) d\tau + \delta A_0. \quad (2.41)$$

Функции влияния для ДУС:

$$1. \int_{t_0}^t A(\tau) * (C^d)^{-1} * \begin{pmatrix} \omega_1(\tau) & 0 & 0 \\ 0 & \omega_2(\tau) & 0 \\ 0 & 0 & \omega_3(\tau) \end{pmatrix} d\tau \quad \text{для погрешности}$$

$$\text{масштабного коэффициента ДУС } \begin{pmatrix} \delta\rho d_1 \\ \delta\rho d_2 \\ \delta\rho d_3 \end{pmatrix},$$

$$2. \int_{t_0}^t A(\tau) * (C^d)^{-1} d\tau \quad \text{для погрешностей смещение нуля ДУС } \begin{pmatrix} \delta\tau d_1 \\ \delta\tau d_2 \\ \delta\tau d_3 \end{pmatrix},$$

$$3. \int_{t_0}^t A(\tau) * (C^d)^{-1} * \begin{pmatrix} \omega_1^{(1)}(\tau) & 0 & 0 \\ 0 & \omega_2^{(1)}(\tau) & 0 \\ 0 & 0 & \omega_3^{(1)}(\tau) \end{pmatrix} d\tau \quad \text{для погрешности}$$

$$\text{ориентации осей чувствительности ДУС } \begin{pmatrix} \delta\xi_1 \\ \delta\xi_2 \\ \delta\xi_3 \end{pmatrix}, \text{ где}$$

$$\begin{cases} \omega_1^{(1)} = \cos \xi_1 * \omega_{x\Pi} + \cos \eta_1 * \sin \xi_1 * \omega_{y\Pi} + \sin \eta_1 * \sin \xi_1 * \omega_{z\Pi} \\ \omega_2^{(1)} = \cos \xi_2 * \omega_{x\Pi} + \cos \eta_2 * \sin \xi_2 * \omega_{y\Pi} + \sin \eta_2 * \sin \xi_2 * \omega_{z\Pi}, \\ \omega_3^{(1)} = \cos \xi_3 * \omega_{x\Pi} + \cos \eta_3 * \sin \xi_3 * \omega_{y\Pi} + \sin \eta_3 * \sin \xi_3 * \omega_{z\Pi} \end{cases} \quad (2.42)$$

$$4. \int_{t_0}^t A(\tau) * (C^d)^{-1} * \begin{pmatrix} \omega_1^{(2)}(\tau) & 0 & 0 \\ 0 & \omega_2^{(2)}(\tau) & 0 \\ 0 & 0 & \omega_3^{(2)}(\tau) \end{pmatrix} d\tau \quad \text{для погрешности}$$

ориентации осей чувствительности ДУС  $\begin{pmatrix} \delta\eta_1 \\ \delta\eta_2 \\ \delta\eta_3 \end{pmatrix}$ , где

$$\begin{cases} \omega_1^{(2)} = \sin \eta_1 * \cos \xi_1 * \omega_{y\Pi} - \cos \eta_1 * \cos \xi_1 * \omega_{z\Pi} \\ \omega_2^{(2)} = \sin \eta_2 * \cos \xi_2 * \omega_{y\Pi} - \cos \eta_2 * \cos \xi_2 * \omega_{z\Pi} \\ \omega_3^{(2)} = \sin \eta_3 * \cos \xi_3 * \omega_{y\Pi} - \cos \eta_3 * \cos \xi_3 * \omega_{z\Pi} \end{cases} \quad (2.43)$$

Функции влияния для акселерометров:

$$1. \int_{t_0}^t A(\tau) * (C^a)^{-1} * \begin{pmatrix} \dot{W}_1(\tau) & 0 & 0 \\ 0 & \dot{W}_2(\tau) & 0 \\ 0 & 0 & \dot{W}_3(\tau) \end{pmatrix} d\tau \quad \text{для погрешности}$$

масштабного коэффициента АК  $\begin{pmatrix} \delta\rho a_1 \\ \delta\rho a_2 \\ \delta\rho a_3 \end{pmatrix}$ ,

$$2. \int_{t_0}^t A(\tau) * (C^a)^{-1} d\tau \quad \text{для погрешностей смещение нуля АК} \begin{pmatrix} \delta\tau a_1 \\ \delta\tau a_2 \\ \delta\tau a_3 \end{pmatrix},$$

$$3. \int_{t_0}^t A(\tau) * (C^a)^{-1} * \begin{pmatrix} \dot{W}_1^{(1)}(\tau) & 0 & 0 \\ 0 & \dot{W}_2^{(1)}(\tau) & 0 \\ 0 & 0 & \dot{W}_3^{(1)}(\tau) \end{pmatrix} d\tau \quad \text{для погрешности}$$

ориентации осей чувствительности АК  $\begin{pmatrix} \delta\alpha_1 \\ \delta\alpha_2 \\ \delta\alpha_3 \end{pmatrix}$ , где

$$\begin{cases} \dot{W}_1^{(1)} = \cos \alpha_1 * \dot{W}_{x\Pi} + \cos \beta_1 * \sin \alpha_1 * \dot{W}_{y\Pi} + \sin \beta_1 * \sin \alpha_1 * \dot{W}_{z\Pi} \\ \dot{W}_2^{(1)} = \cos \alpha_2 * \dot{W}_{x\Pi} + \cos \beta_2 * \sin \alpha_2 * \dot{W}_{y\Pi} + \sin \beta_2 * \sin \alpha_2 * \dot{W}_{z\Pi} \\ \dot{W}_3^{(1)} = \cos \alpha_3 * \dot{W}_{x\Pi} + \cos \beta_3 * \sin \alpha_3 * \dot{W}_{y\Pi} + \sin \beta_3 * \sin \alpha_3 * \dot{W}_{z\Pi} \end{cases} \quad (2.44)$$

$$4. \int_{t_0}^t A(\tau) * (C^a)^{-1} \begin{pmatrix} \dot{W}_1^{(2)}(\tau) & 0 & 0 \\ 0 & \dot{W}_2^{(2)}(\tau) & 0 \\ 0 & 0 & \dot{W}_3^{(2)}(\tau) \end{pmatrix} d\tau \quad \text{для погрешности}$$

ориентации осей чувствительности АК  $\begin{pmatrix} \delta\beta_1 \\ \delta\beta_2 \\ \delta\beta_3 \end{pmatrix}$ , где

$$\begin{cases} \dot{W}_1^{(2)} = \sin \beta_1 * \cos \alpha_1 * \dot{W}_{y\Pi} - \cos \beta_1 * \cos \alpha_1 * \dot{W}_{z\Pi} \\ \dot{W}_2^{(2)} = \sin \beta_2 * \cos \alpha_2 * \dot{W}_{y\Pi} - \cos \beta_2 * \cos \alpha_2 * \dot{W}_{z\Pi} \\ \dot{W}_3^{(2)} = \sin \beta_3 * \cos \alpha_3 * \dot{W}_{y\Pi} - \cos \beta_3 * \cos \alpha_3 * \dot{W}_{z\Pi} \end{cases} \quad (2.45)$$

## 2.5 Алгоритм определения кажущейся скорости

Получим формулу для кажущейся скорости.

Кажущаяся скорость равна:

$$W = \int_{t_0}^t A(\tau) * \dot{W}_{\Pi}(\tau) d\tau; \quad (2.46)$$

С добавлением погрешностей ДУС и АК, формула (2.46) принимает вид:

$$W^* = \int_{t_0}^t A^*(\tau) * \dot{W}_{\Pi}^*(\tau) d\tau, \quad (2.47)$$

где

$$\delta\dot{W} = \dot{W} - \dot{W}^*, \quad (2.48)$$

$$A^* = \delta A * A, \quad (2.49)$$

$$\delta A = \int_{t_0}^t A(\tau) * \delta\Omega_{\Pi}(\tau) * A^T(\tau) d\tau + \delta A_0, \quad (2.50)$$

$$\dot{W}_{\Pi}^* = \dot{W}_{\Pi} + \delta\dot{W}_{\Pi}. \quad (2.51)$$

Примем, что

$$\dot{W} = A * \dot{W}_{\Pi}. \quad (2.52)$$

Тогда выражение (3.44) примет вид:

$$W^* = \int_{t_0}^t \delta A(\tau) * A(\tau) * (\dot{W}_{\Pi}(\tau) + \delta\dot{W}_{\Pi}(\tau)) d\tau,$$

$$W^* = \int_{t_0}^t \delta A(\tau) * A(\tau) * \dot{W}_{\Pi}(\tau) d\tau + \int_{t_0}^t \delta A(\tau) * A(\tau) * \delta\dot{W}_{\Pi}(\tau) d\tau, \quad (2.53)$$

где

$$\delta A = E + \delta = E + \begin{pmatrix} 0 & \delta\vartheta & -\delta\psi \\ -\delta\vartheta & 0 & \delta\gamma \\ \delta\psi & -\delta\gamma & 0 \end{pmatrix} + \int_{t_0}^t \delta\Omega d\tau, \quad (2.54)$$

$$\int_{t_0}^t \begin{pmatrix} 0 & \delta\vartheta & -\delta\psi \\ -\delta\vartheta & 0 & \delta\varphi \\ \delta\psi & -\delta\varphi & 0 \end{pmatrix} * \dot{W}(\tau) d\tau = \int_{t_0}^t \begin{pmatrix} 0 & \delta\vartheta & -\delta\psi \\ -\delta\vartheta & 0 & \delta\varphi \\ \delta\psi & -\delta\varphi & 0 \end{pmatrix} * \begin{pmatrix} \dot{W}_x(\tau) \\ \dot{W}_y(\tau) \\ \dot{W}_z(\tau) \end{pmatrix} d\tau =$$

$$- \int_{t_0}^t \begin{pmatrix} 0 & \dot{W}_z(\tau) & -\dot{W}_y(\tau) \\ -\dot{W}_z(\tau) & 0 & \dot{W}_x(\tau) \\ \dot{W}_y(\tau) & -\dot{W}_x(\tau) & 0 \end{pmatrix} * \begin{pmatrix} \delta\varphi \\ \delta\psi \\ \delta\vartheta \end{pmatrix} d\tau = \left[ \vec{\delta\epsilon} = \begin{pmatrix} \delta\varphi \\ \delta\psi \\ \delta\vartheta \end{pmatrix} \right] = - \int_{t_0}^t [\dot{W}(\tau) \times] * \vec{\delta\epsilon} d\tau = - \left( \int_{t_0}^t [\dot{W}(\tau) \times] d\tau \right) * \vec{\delta\epsilon}. \quad (2.55)$$

Интегралы в правой части выражения (3.50) могут быть представлены:

### 1. Первый интеграл

$$\int_{t_0}^t \delta A(\tau) * A(\tau) * \dot{W}_\Pi(\tau) d\tau = \int_{t_0}^t \dot{W}(\tau) d\tau - \left( \int_{t_0}^t [\dot{W}(\tau) \times] d\tau \right) * \vec{\delta\epsilon} +$$

$$\int_{t_0}^t \int_{t_0}^\tau \delta\Omega(\sigma) d\sigma * \dot{W}(\tau) d\tau = \left[ \delta\Gamma(\tau) = \int_{t_0}^\tau \delta\Omega(\sigma) d\sigma \right] = W - \left( \int_{t_0}^t [\dot{W}(\tau) \times] d\tau \right) * \vec{\delta\epsilon} +$$

$$\int_{t_0}^t \delta\Gamma(\tau) * \dot{W}(\tau) d\tau = W - \left( \int_{t_0}^t [\dot{W}(\tau) \times] d\tau \right) * \vec{\delta\epsilon} + \int_{t_0}^t \vec{\delta\gamma}(\tau) \times \dot{W}(\tau) d\tau = W -$$

$$\left( \int_{t_0}^t [\dot{W}(\tau) \times] d\tau \right) * \vec{\delta\epsilon} - \int_{t_0}^t [\dot{W}(\tau) \times] * \vec{\delta\gamma}(\tau) d\tau = W - \left( \int_{t_0}^t [\dot{W}(\tau) \times] d\tau \right) * \vec{\delta\epsilon} -$$

$$\int_{t_0}^t [\dot{W}(\tau) \times] * H_D(\tau) * \delta\vec{x}_D d\tau = W - \left( \int_{t_0}^t [\dot{W}(\tau) \times] d\tau \right) * \vec{\delta\epsilon} - \left( \int_{t_0}^t [\dot{W}(\tau) \times] * H_D(\tau) d\tau \right) * \delta\vec{x}_D. \quad (2.56)$$

### 2. Второй интеграл

$$\int_{t_0}^t \delta A(\tau) * A(\tau) * \delta\dot{W}_\Pi(\tau) d\tau = \int_{t_0}^t A * \delta\dot{W}_\Pi d\tau = \int_{t_0}^t \delta\dot{W} d\tau = \delta W(t) = H_A(t) * \delta\vec{x}_A. \quad (2.57)$$

Тогда кажущаяся скорость, с точностью до малых 1-го порядка может быть представлена:

$$W^* = W - \left( \int_{t_0}^t [\dot{W}(\tau) \times] d\tau \right) * \vec{\delta\epsilon} - \left( \int_{t_0}^t [\dot{W}(\tau) \times] * H_D(\tau) d\tau \right) * \delta\vec{x}_D + H_A(t) * \delta\vec{x}_A. \quad (2.58)$$

Погрешности кажущейся скорости:

$$\delta W = \left( \int_{t_0}^t [\dot{W}(\tau) \times] d\tau \right) * \vec{\delta\epsilon} + \left( \int_{t_0}^t [\dot{W}(\tau) \times] * H_D(\tau) d\tau \right) * \delta\vec{x}_D - H_A(t) * \delta\vec{x}_A,$$

(2.59)

где

$$\begin{cases} \delta\vec{x}_D = (\delta\rho d_1 & \delta\rho d_2 & \delta\rho d_3 & \delta\tau d_1 & \delta\tau d_2 & \delta\tau d_3 & \delta\xi_1 & \delta\xi_2 & \delta\xi_3 & \delta\eta_1 & \delta\eta_2 & \delta\eta_3)^T \\ \delta\vec{x}_A = (\delta\rho a_1 & \delta\rho a_2 & \delta\rho a_3 & \delta\tau a_1 & \delta\tau a_2 & \delta\tau a_3 & \delta\alpha_1 & \delta\alpha_2 & \delta\alpha_3 & \delta\beta_1 & \delta\beta_2 & \delta\beta_3)^T \end{cases} \quad (2.60)$$

Матрица функций влияния:

1.ДУС формула:

$$H_D(t) = \begin{pmatrix} \int_{t_0}^t A(\tau) * (C^d)^{-1} * \begin{pmatrix} \omega_1(\tau) & 0 & 0 \\ 0 & \omega_2(\tau) & 0 \\ 0 & 0 & \omega_3(\tau) \end{pmatrix} d\tau \\ \int_{t_0}^t A(\tau) * (C^d)^{-1} d\tau \\ \int_{t_0}^t A(\tau) * (C^d)^{-1} * \begin{pmatrix} \omega_1^{(1)}(\tau) & 0 & 0 \\ 0 & \omega_2^{(1)}(\tau) & 0 \\ 0 & 0 & \omega_3^{(1)}(\tau) \end{pmatrix} d\tau \\ \int_{t_0}^t A(\tau) * (C^d)^{-1} * \begin{pmatrix} \omega_1^{(2)}(\tau) & 0 & 0 \\ 0 & \omega_2^{(2)}(\tau) & 0 \\ 0 & 0 & \omega_3^{(2)}(\tau) \end{pmatrix} d\tau \end{pmatrix}^T \cdot \quad (2.61)$$

2.АК формула:

$$H_A(t) = \begin{pmatrix} \int_{t_0}^t A(\tau) * (C^a)^{-1} * \begin{pmatrix} \dot{W}_1(\tau) & 0 & 0 \\ 0 & \dot{W}_2(\tau) & 0 \\ 0 & 0 & \dot{W}_3(\tau) \end{pmatrix} d\tau \\ \int_{t_0}^t A(\tau) * (C^a)^{-1} d\tau \\ \int_{t_0}^t A(\tau) * (C^a)^{-1} * \begin{pmatrix} \dot{W}_1^{(1)}(\tau) & 0 & 0 \\ 0 & \dot{W}_2^{(1)}(\tau) & 0 \\ 0 & 0 & \dot{W}_3^{(1)}(\tau) \end{pmatrix} d\tau \\ \int_{t_0}^t A(\tau) * (C^a)^{-1} * \begin{pmatrix} \dot{W}_1^{(2)}(\tau) & 0 & 0 \\ 0 & \dot{W}_2^{(2)}(\tau) & 0 \\ 0 & 0 & \dot{W}_3^{(2)}(\tau) \end{pmatrix} d\tau \end{pmatrix}^T \cdot \quad (2.62)$$

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

24.04.02.2017.466.00 ПЗ

Лист

37

## 2.6 Алгоритм определения абсолютных скоростей и координат

Существует несколько способов получения погрешностей действительных скоростей и координат.

### 1. Первый вариант

Для расчета действительных скоростей и координат будем использовать формулы (2.63):

$$\begin{cases} V = W + \int_{t_0}^t \tilde{g}(R(\tau))d\tau + V_0, \\ R = R_0 + \int_{t_0}^t V(\tau)d\tau. \end{cases} \quad (2.63)$$

Данные формулы вычисляют эталонные (абсолютные) скорости и координаты. При добавлении погрешностей в системы управления летательного аппарата формулы принимают вид (2.64):

$$\begin{cases} V^* = W^* + \int_{t_0}^t \tilde{g}(R^*(\tau))d\tau + V^*_0, \\ R^* = R_0^* + \int_{t_0}^t V^*(\tau)d\tau. \end{cases} \quad (2.64)$$

Определим формулу для  $\delta V$ :

$$V + \delta V = \int_{t_0}^t \dot{W}(\tau)d\tau - \left( \int_{t_0}^t [\dot{W}(\tau) \times] d\tau \right) * \vec{\delta \epsilon} - \left( \int_{t_0}^t [\dot{W}(\tau) \times] * H_D(\tau) d\tau \right) * \vec{\delta x}_D + H_A(t) * \vec{\delta x}_A + \int_{t_0}^t \tilde{g}(R^*(\tau))d\tau + V^*_0;$$

$$W + \int_{t_0}^t \tilde{g}(R(\tau))d\tau + V_0 + \delta V = W - \left( \int_{t_0}^t [\dot{W}(\tau) \times] d\tau \right) * \vec{\delta \epsilon} - \left( \int_{t_0}^t [\dot{W}(\tau) \times] * H_D(\tau) d\tau \right) * \vec{\delta x}_D + H_A(t) * \vec{\delta x}_A + \int_{t_0}^t \tilde{g}(R^*(\tau))d\tau + V^*_0. \quad (2.65)$$

Предположим, что разницей между  $\tilde{g}(R^*(\tau))$  и  $\tilde{g}(R(\tau))$  можно пренебречь, тогда:

$$\delta V = \delta W + \delta V_0. \quad (2.66)$$

Выведем формулу для  $\delta R$ :

$$R + \delta R = R_0^* + \int_{t_0}^t V^*(\tau)d\tau,$$

$$\int_{t_0}^t V(\tau)d\tau + \delta R = \delta R_0 + \int_{t_0}^t V^*(\tau)d\tau,$$

$$\delta R = \delta R_0 + \int_{t_0}^t V^*(\tau)d\tau - \int_{t_0}^t V(\tau)d\tau,$$

$$\delta R = \delta R_0 + \int_{t_0}^t (W^*(\tau) + \int_{t_0}^t \tilde{g}(R^*(\sigma))d\sigma + V^*_0)d\tau - \int_{t_0}^t (W + \int_{t_0}^t \tilde{g}(R(\sigma))d\sigma + V_0)d\tau,$$

$$\delta R = \delta R_0 + \int_{t_0}^t \delta W d\tau + (t - t_0) * \delta V_0. \quad (2.67)$$

Таким образом:

$$\begin{cases} \delta V = \delta W + \delta V_0, \\ \delta R = \delta R_0 - \int_{t_0}^t \delta W d\tau - (t - t_0) * \delta V_0. \end{cases} \quad (2.68)$$

2. Второй вариант:

$$\begin{cases} \dot{V} = L_G * R + \dot{W}, \\ \dot{R} = V. \end{cases} \quad (2.69)$$

$$V^* = V + \delta V. \quad (2.70)$$

При учете погрешностей в СУ ЛА формулы принимают вид:

$$\begin{cases} \dot{V}^* = L_G^* * R^* + \dot{W}^*, \\ \dot{R}^* = V^*. \end{cases} \quad (2.71)$$

Распишем формулы более подробно:

$$\begin{cases} (V + \delta V) = L_G * (R + \delta R) + (W + \delta W), \\ (R + \delta R) = V + \delta V. \end{cases} \quad (2.72)$$

$$\begin{cases} L_G * R + \dot{W} + \delta \dot{V} = L_G * (R + \delta R) + (W + \delta W), \\ V + \delta \dot{R} = V + \delta V. \end{cases} \quad (2.73)$$

$$\begin{cases} \delta \dot{V} = L_G * \delta R + \delta \dot{W}, \\ \delta \dot{R} = \delta V. \end{cases} \quad (2.74)$$

$$\begin{cases} \delta V = \int_{t_0}^t L_G * \delta R(\tau)d\tau + \delta V_0 + \int_{t_0}^t \delta \dot{W}d\tau, \\ \delta R = \int_{t_0}^t \delta V(\tau)d\tau + \delta R_0. \end{cases} \quad (2.75)$$

Таким образом, погрешности для абсолютных скоростей и координат могут быть представлены следующим образом:

$$\begin{cases} \delta V = L_G \int_{t_0}^t \delta R(\tau)d\tau + \delta V_0 + \delta W, \\ \delta R = \int_{t_0}^t \delta V(\tau)d\tau + \delta R_0. \end{cases} \quad (2.76)$$

## **Выводы по второй главе**

В данной главе дано описание ориентации БИБ, а также введена математическая модель погрешностей БИБ, которая в дальнейшем использована для вывода функций влияния, так же разработаны алгоритмы для аналитического расчета функций влияния погрешностей датчиков бесплатформенного инерциального блока на погрешности абсолютных скоростей и координат в проекциях на оси ИССК.

Целью следующей главы – подтверждение расчета функции влияния путем сравнения с невязками для скоростей и координат, путем использования этих моделей в программе MatLab для проведения анализа эффективности полученного метода оценивания погрешностей датчиков БИБ.

					24.04.02.2017.466.00 ПЗ	Лист
						40
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		

### 3 ОЦЕНКА ПРАВОМЕРНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ПОЛУЧЕННЫХ ФУНКЦИЙ ВЛИЯНИЯ НА МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЯХ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА И СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

В данной главе производится проверка рассчитанных во 2 главе функций влияния, посредством подстановки их в разработанную программу и сравнения с невязками для скоростей и координат.

#### 3.1 Функции влияния в программной среде MatLab

Для оценки невязок определения параметров, необходимо разработать программу в среде MatLab. В данной программе должно проводиться сравнение невязок для скоростей и координат в ИССК (эталонных значений и при вложении в значения в отдельности каждой из погрешностей) и функций влияния умноженных на вектор ошибок.

Т.е.:

- ❖  $Z_v$  - массив из невязок скоростей абсолютных;
- ❖  $Z_{v\_}$  - массив, получаемый путем умножения матрицы функций влияния на вектор  $x_{wi}$  (погрешностей);
- ❖  $Z_r$  - массив из невязок координат абсолютных;
- ❖  $Z_{r\_}$  - массив, получаемый путем умножения матрицы функций влияния на вектор  $x_{wi}$  (погрешностей).

$$x_{wi} = (\delta \vec{x}_D \delta \vec{x}_A \delta V_0 \delta R_0)^T; \quad (3.1)$$

$\delta \vec{x}_D \delta \vec{x}_A$  – вычисляются по формулам (2.60);

$$Z_v = V - V_{bins}; \quad (3.2)$$

$$Z_{v\_} = H_v * x_{wi}; \quad (3.3)$$

$$Z_r = R - R_{bins}; \quad (3.4)$$

$$Z_{r\_} = H_r * x_{wi}; \quad (3.5)$$

где

$$V_{bins} = V + \delta V; \quad (3.6)$$

$$R_{bins} = R + \delta R; \quad (3.7)$$

$V, R$  – эталонные значения скоростей и координат;

$$Hv = (H_d H_a H_{v_{01}} H_{r_{01}})^T; \quad (3.8)$$

$$Hr = \left( \int_{t_0}^t H_d H_a H_{v_{02}} H_{r_{02}} \right)^T; \quad (3.9)$$

$Hr, Hv$  вычисляются по формулам (2.68).

Программа, написанная в среде MatLab, приведена в ПРИЛОЖЕНИИ А.

Введем в программу погрешности, описанные в главе 2 в пункте 2.1 (Лист 25).

Для оценивания точности работы  $Hr, Hv$ , добавляя в программу (ПРИЛОЖЕНИЕ А) погрешности, производим сравнение невязок  $Zv$  и  $Zv_-, Zr$  и  $Zr_-$ .

- 1) Погрешность ориентации оси чувствительности ДУС ( $\delta \xi_3 = 0,001$  рад =  $0,057^\circ = 0^\circ 3' 25''$ )

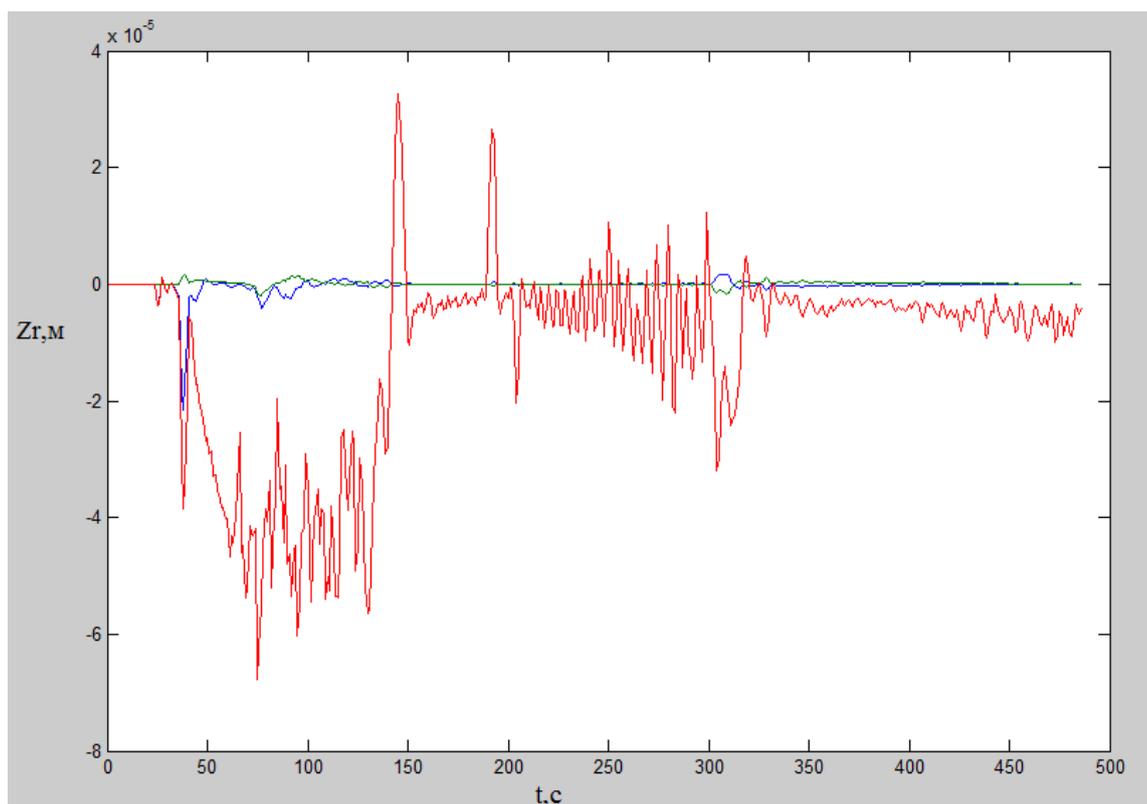


Рисунок 3.1 – Невязки координат

На рисунке 3.1 показаны невязки по координатам, т.е. разность между эталонными значениями координат и значениями координат, полученными вследствие добавления погрешность ориентации оси чувствительности ДУС.

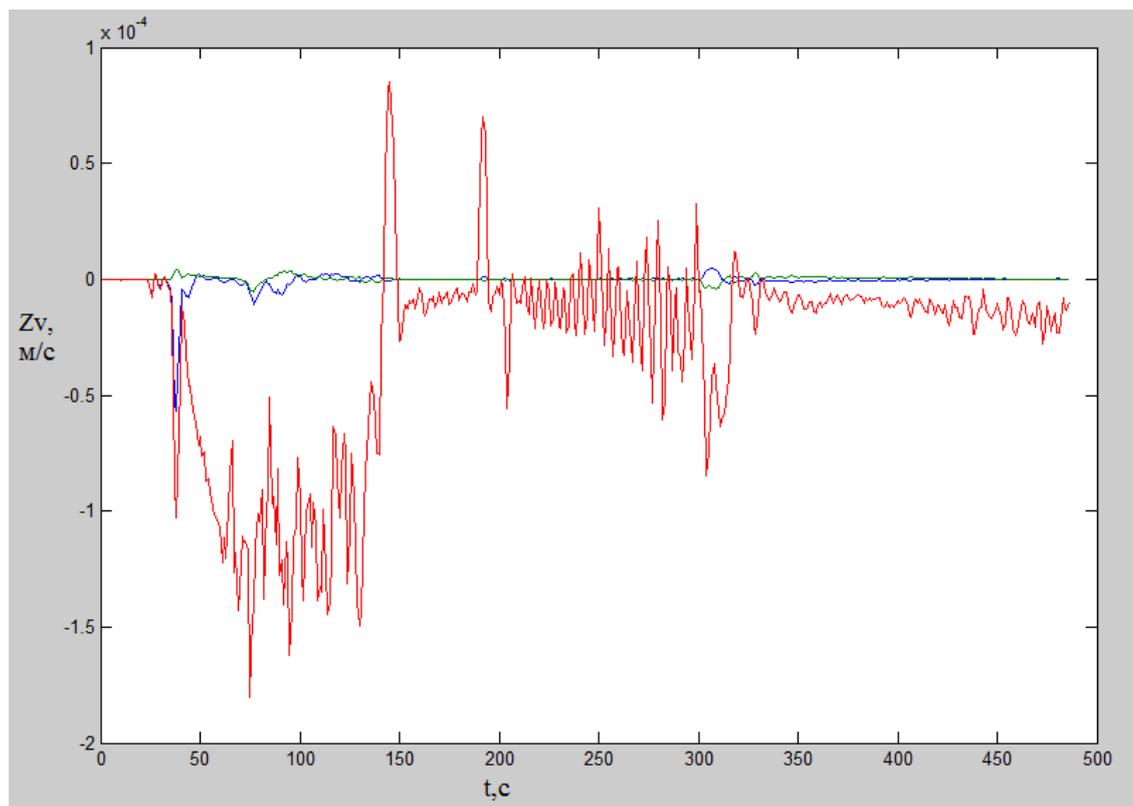


Рисунок 3.2 – Невязки по скоростям

На рисунке 3.2 показаны невязки по скоростям, т.е. разность между эталонными значениями скоростей и значениями скоростей, полученными вследствие добавления погрешность ориентации оси чувствительности ДУС.

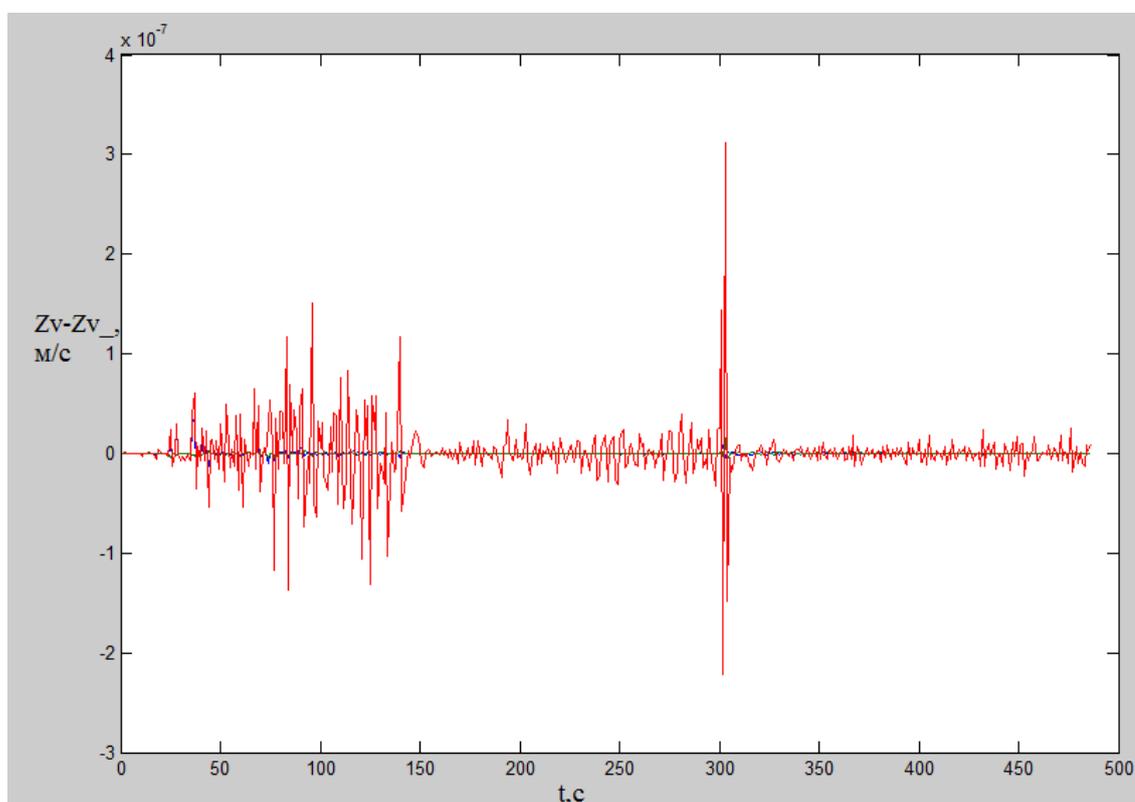


Рисунок 3.3 – Погрешность невязок

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

24.04.02.2017.466.00 ПЗ

Лист

43

На рисунке 3.3 показана разность между невязками для скоростей  $Z_v$  (эталонных и с учетом погрешности) и  $Z_{v\_}$  (полученных с помощью функций влияния).

По рисунку 3.3 можно сделать вывод, что  $Z_{v\_}$  отличается от  $Z_v$  менее чем на 1%.

Для погрешностей невязок по координатам  $Z_r-Z_{r\_}$ , получается аналогичный график, поэтому в дальнейшем допустимо рассматривать только невязки по скоростям.

2) Погрешность ориентации оси чувствительности ДУС  $\delta\eta_2=0.0001$  рад= $0,0057^\circ=0^\circ0'21''$ .

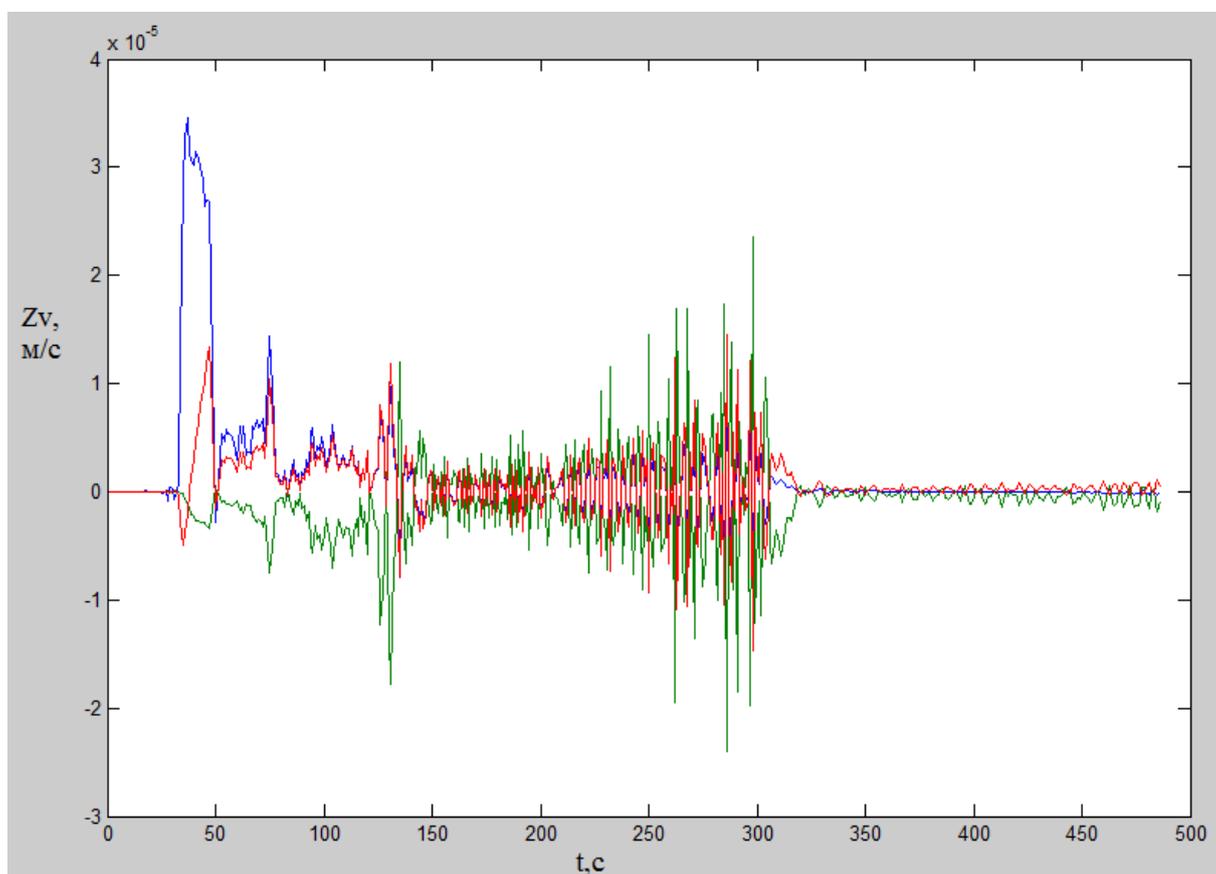


Рисунок 3.4 – Невязки по скоростям

На рисунке 3.4 показаны невязки по скоростям, т.е. разность между эталонными значениями скоростей и значениями скоростей, полученными вследствие добавления погрешность ориентации оси чувствительности ДУС.

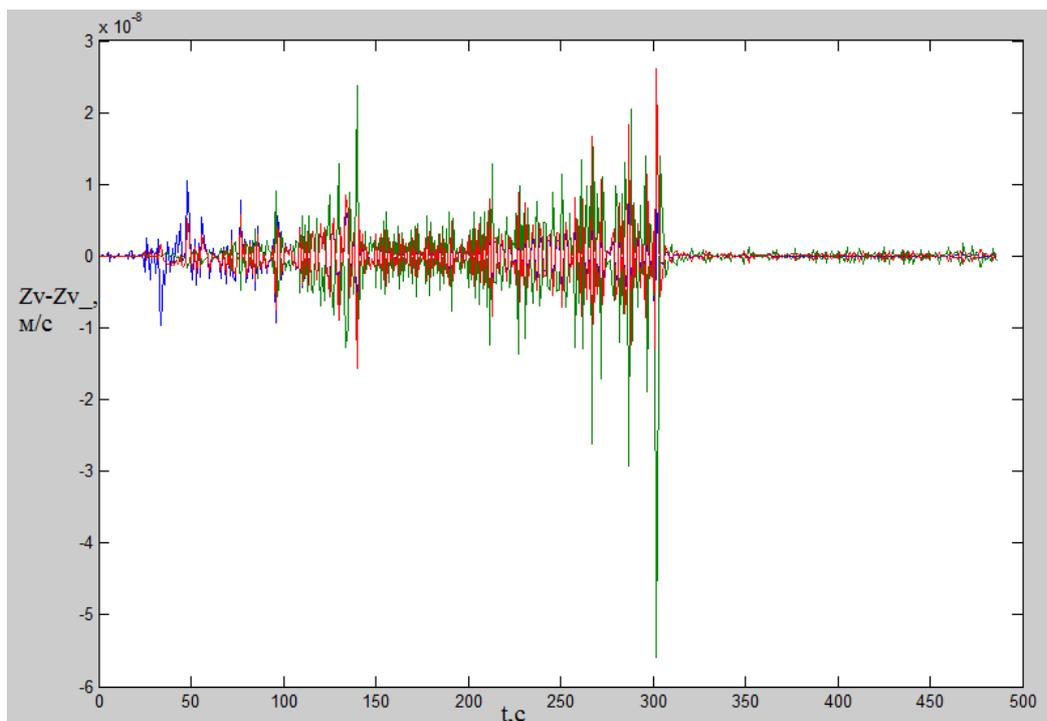


Рисунок 3.5 – Погрешность невязок

На рисунке 3.5 показана разность между невязками для скоростей  $Zv$  (эталонных и с учетом погрешности) и  $Zv_$  (полученных с помощью функций влияния).

По рисунку 3.5 можно сделать вывод, что  $Zv_$  отличается от  $Zv$  менее чем на 1%.

3) Погрешность масштабного коэффициента ДУС  $\delta\rho d_1=0.005\%$ .

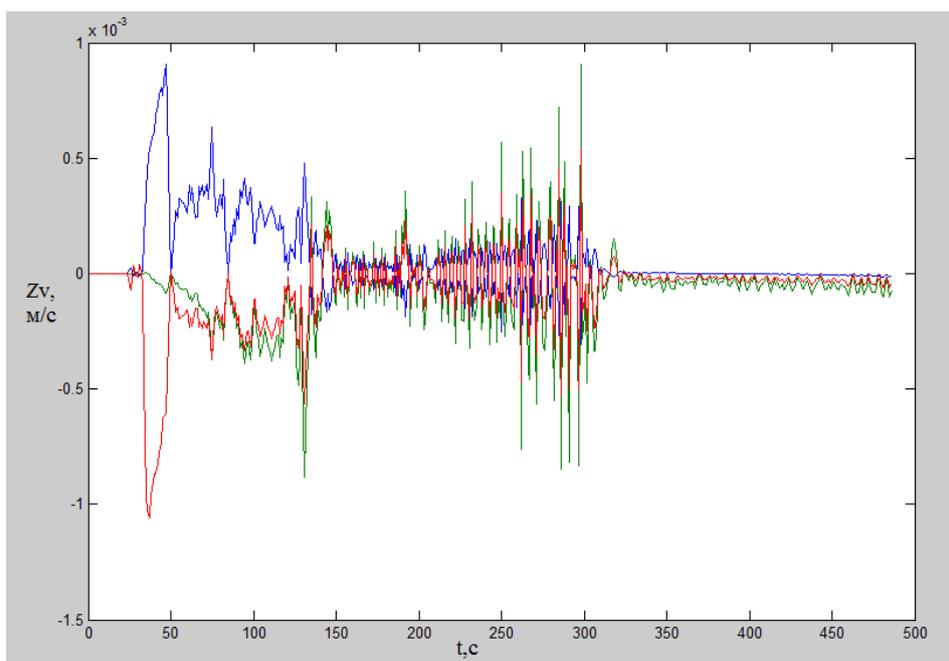


Рисунок 3.6 – Невязки по скоростям

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

24.04.02.2017.466.00 ПЗ

Лист

45



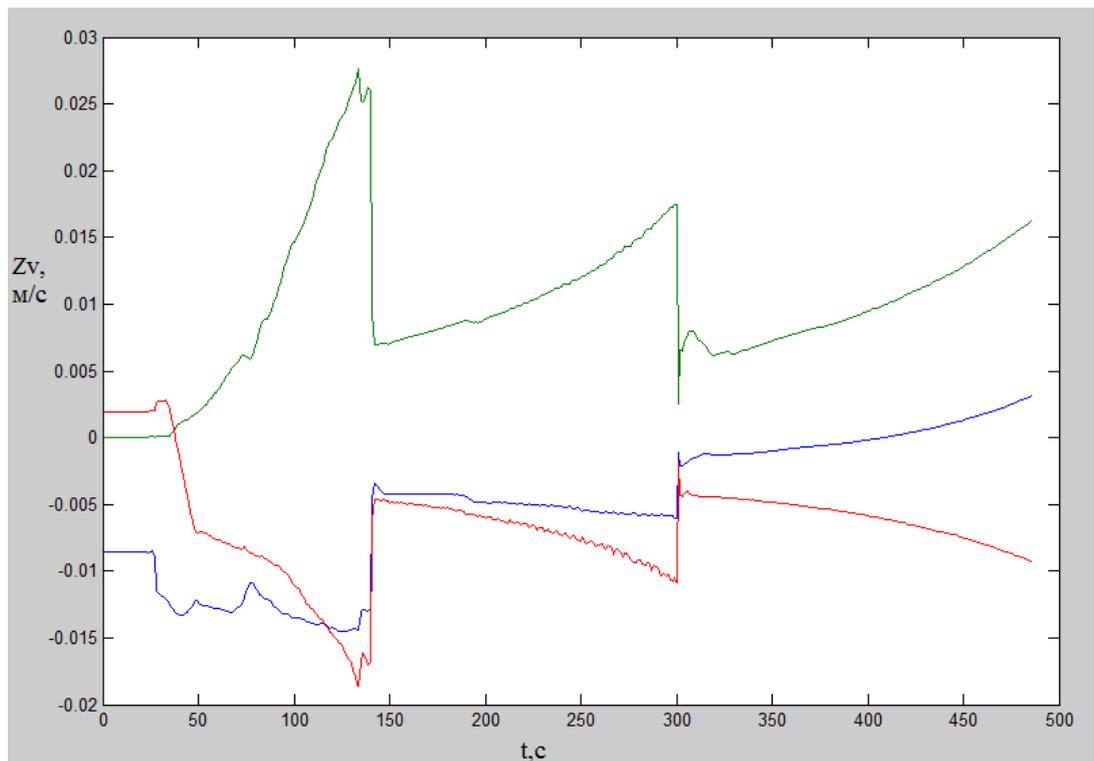


Рисунок 3.8 – Невязки по скоростям

На рисунке 3.8 показаны невязки по скоростям, т.е. разность между эталонными значениями скоростей и значениями скоростей, полученными вследствие добавления погрешность ориентации оси чувствительности ДУС.

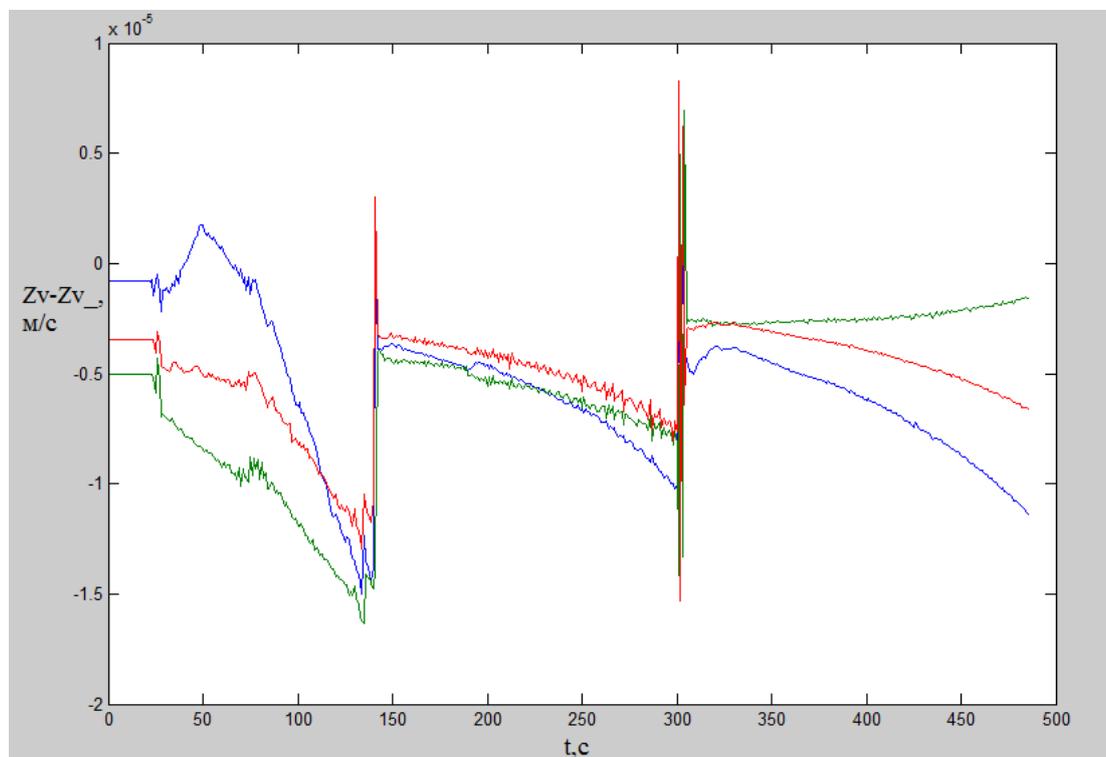


Рисунок 3.9 – Погрешность невязок

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

24.04.02.2017.466.00 ПЗ

Лист

47

На рисунке 3.9 показана разность между невязками для скоростей  $Z_v$  (эталонных и с учетом погрешности) и  $Z_{v\_}$  (полученных с помощью функций влияния).

По рисунку 3.9 можно сделать вывод, что  $Z_{v\_}$  отличается от  $Z_v$  менее чем на 1%.

5) Погрешность ориентации оси чувствительности АК  $\delta\alpha_1 = 0.001 \text{ рад} = 0.057^\circ = 0^\circ 3' 25''$ .

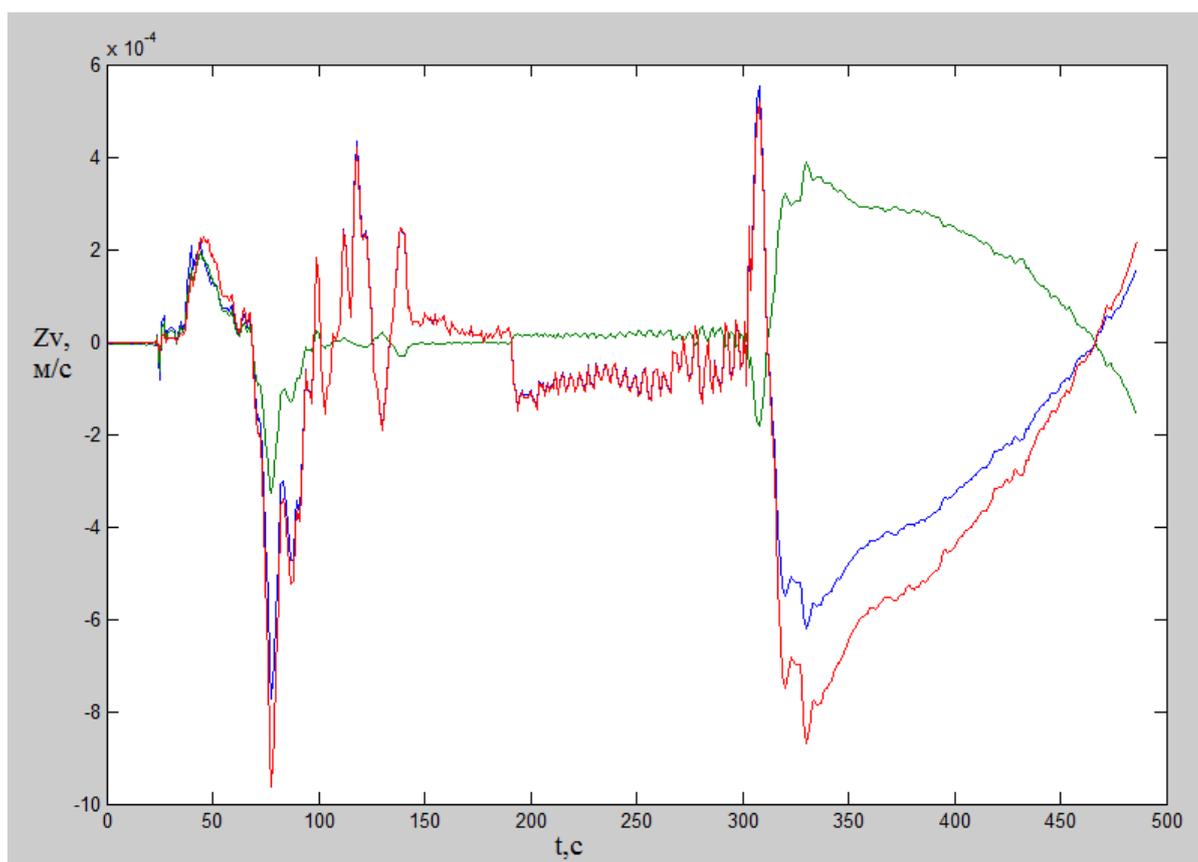


Рисунок 3.10 – Невязки по скоростям

На рисунке 3.10 показаны невязки по скоростям, т.е. разность между эталонными значениями скоростей и значениями скоростей, полученными вследствие добавления погрешность ориентации оси чувствительности ДУС.

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

24.04.02.2017.466.00 ПЗ

Лист

48

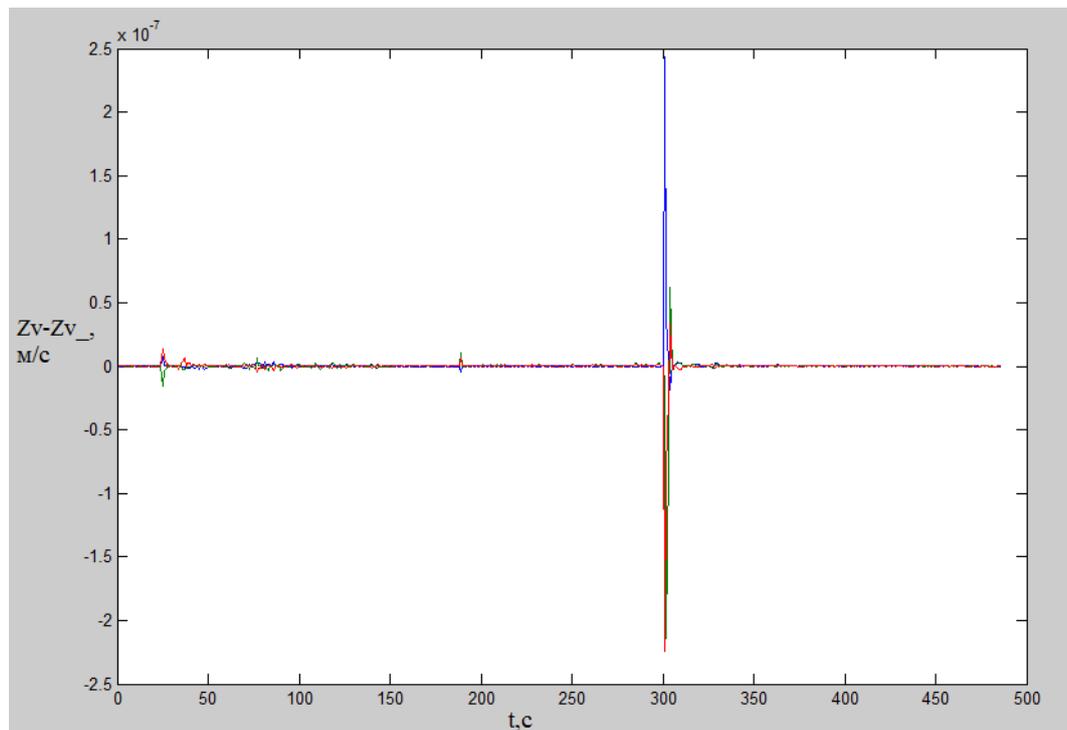


Рисунок 3.11 – Погрешность невязок

На рисунке 3.11 показана разность между невязками для скоростей  $Z_v$  (эталонных и с учетом погрешности) и  $Z_{v\_}$  (полученных с помощью функций влияния).

По рисунку 3.11 можно сделать вывод, что  $Z_{v\_}$  отличается от  $Z_v$  менее чем на 1%.

б) Погрешность ориентации осей чувствительности АК  $\delta\beta_2 = 0.0005 \text{ рад} = 0.029^\circ = 0^\circ 1' 44''$ .

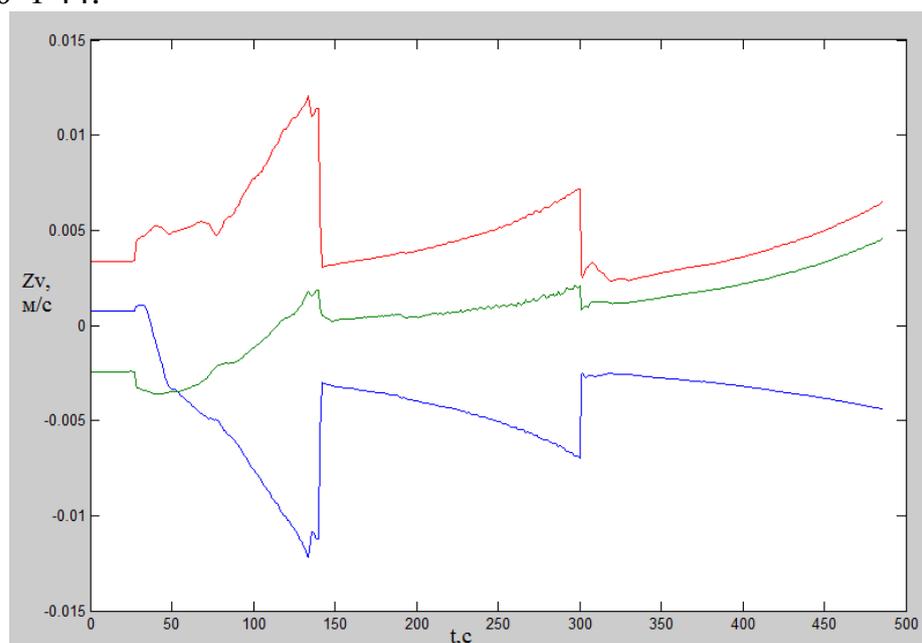


Рисунок 3.12 – Невязки по скоростям

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

24.04.02.2017.466.00 ПЗ

Лист

49

На рисунке 3.12 показаны невязки по скоростям, т.е. разность между эталонными значениями скоростей и значениями скоростей, полученными вследствие добавления погрешность ориентации оси чувствительности ДУС.

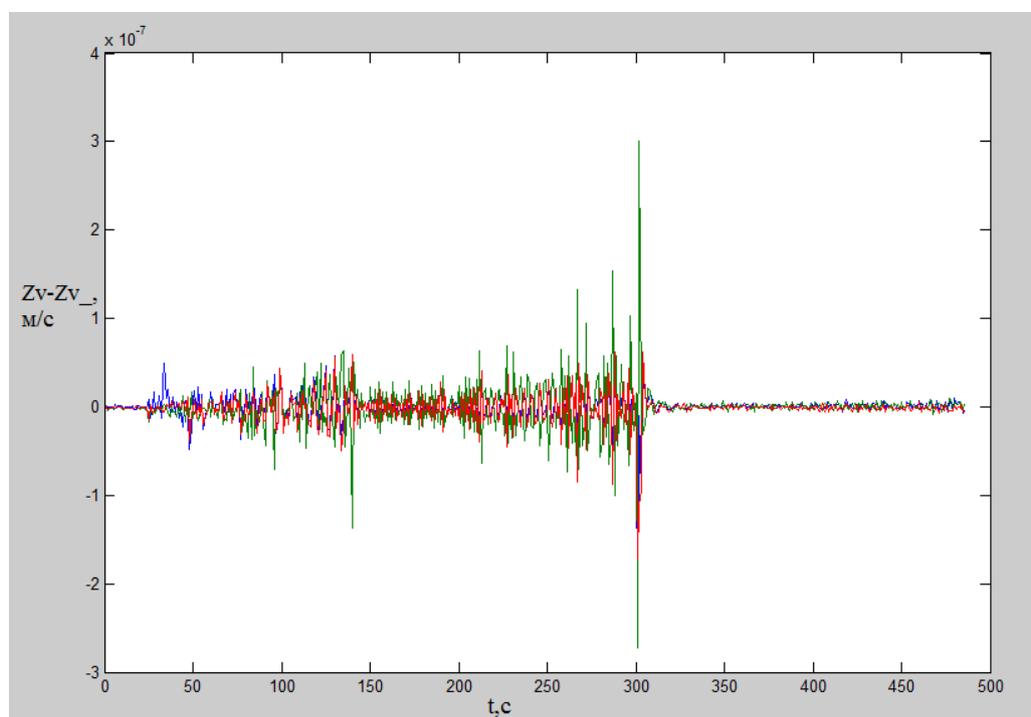


Рисунок 3.13 – Погрешность невязок

На рисунке 3.13 показана разность между невязками для скоростей  $Zv$  (эталонных и с учетом погрешности) и  $Zv_{\_}$  (полученных с помощью функций влияния).

По рисунку 3.13 можно сделать вывод, что  $Zv_{\_}$  отличается от  $Zv$  менее чем на 1%.

7) Погрешность масштабного коэффициента АК  $\delta \rho a_3 = 0.0003 \%$ :

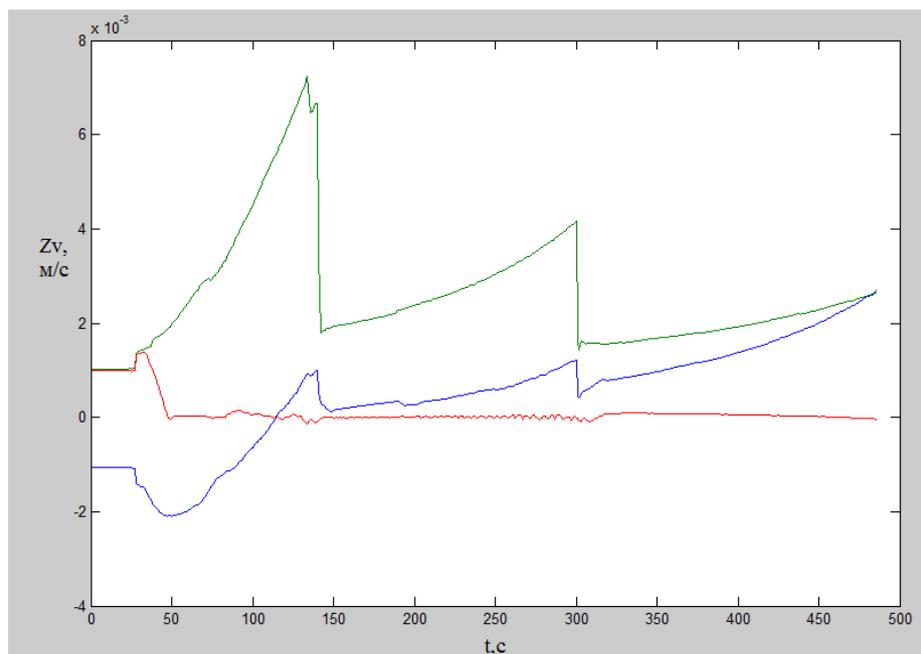


Рисунок 3.14 – Невязки по скоростям

На рисунке 3.14 показаны невязки по скоростям, т.е. разность между эталонными значениями скоростей и значениями скоростей, полученными вследствие добавления погрешность ориентации оси чувствительности ДУС.

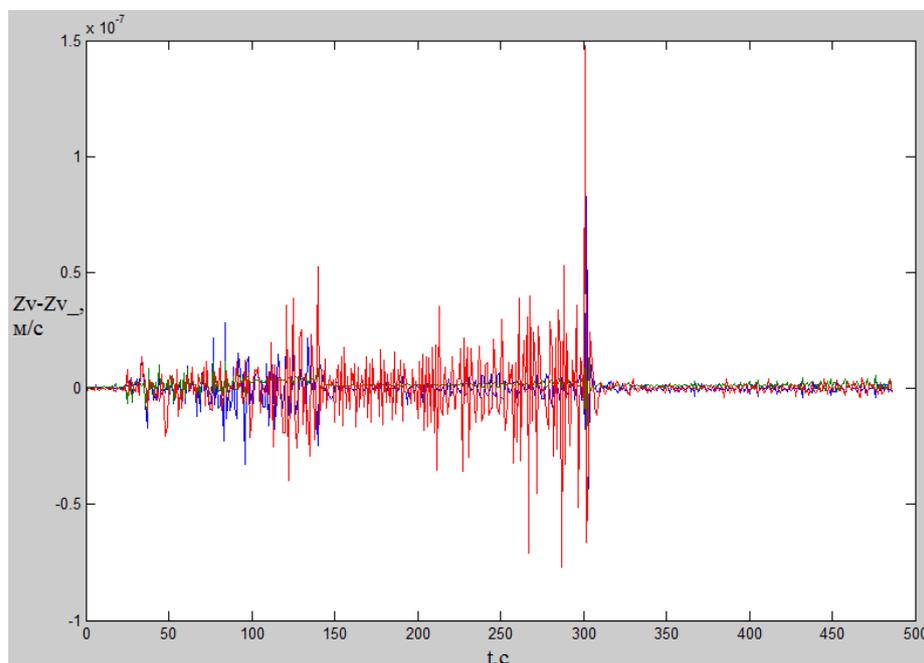


Рисунок 3.15 – Погрешность невязок

На рисунке 3.15 показана разность между невязками для скоростей  $Z_v$  (эталонных и с учетом погрешности) и  $Z_{v\_}$  (полученных с помощью функций влияния).

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

24.04.02.2017.466.00 ПЗ

Лист

51

По рисунку 3.15 можно сделать вывод, что  $Zv_{-}$  отличается от  $Zv$  менее чем на 1%.

8) Погрешность смещения нуля АК  $\delta\tau a_2 = 0.0001 \frac{м}{с}$ :

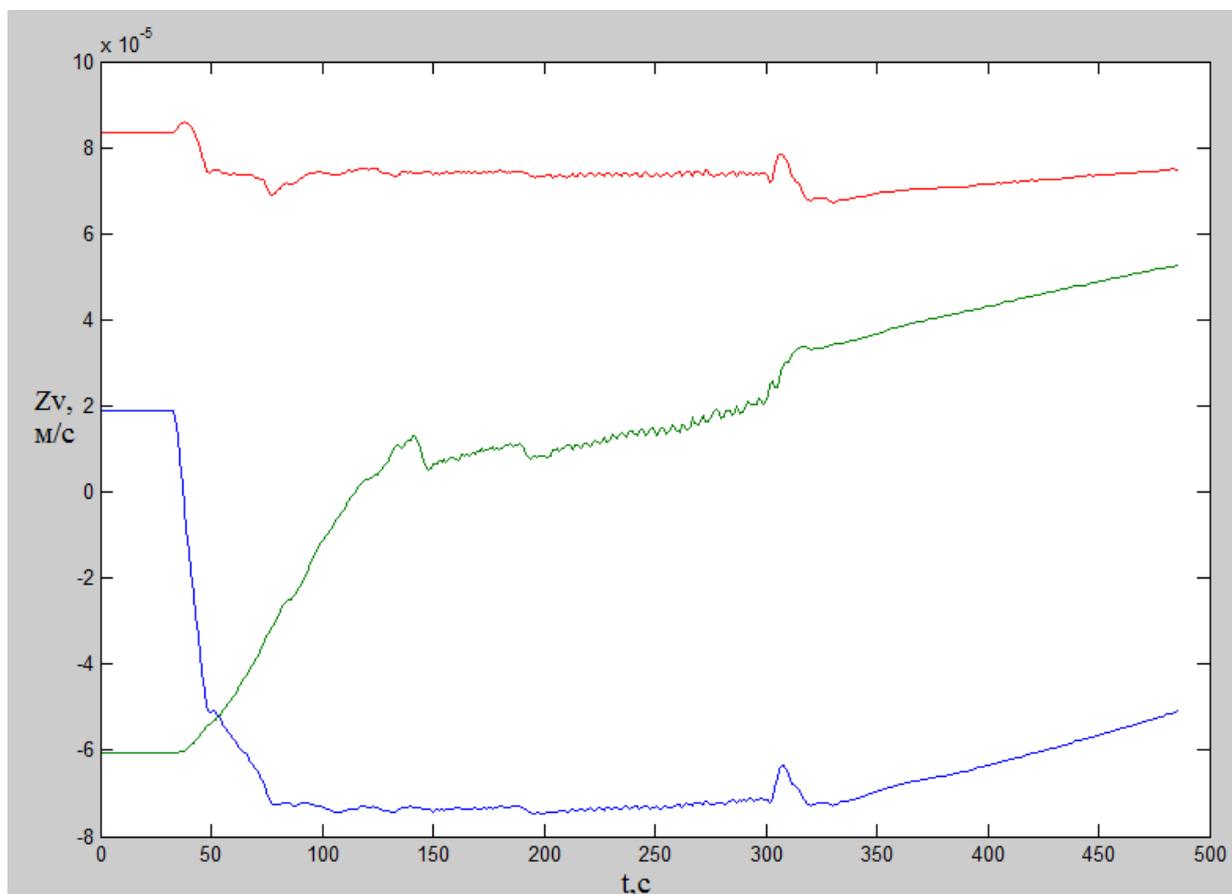


Рисунок 3.16 – Невязки по скоростям

На рисунке 3.16 показаны невязки по скоростям, т.е. разность между эталонными значениями скоростей и значениями скоростей, полученными вследствие добавления погрешность ориентации оси чувствительности ДУС.

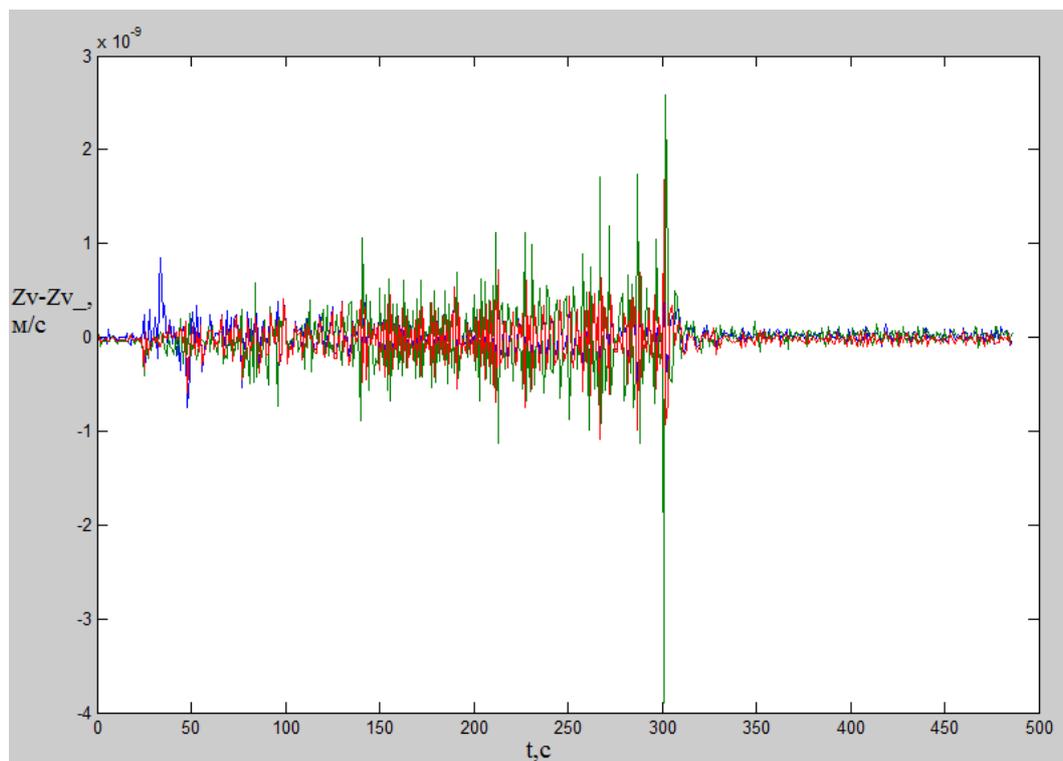


Рисунок 3.17

На рисунке 3.17 показана разность между невязками для скоростей  $Z_v$  (эталонных и с учетом погрешности) и  $Z_{v\_}$  (полученных с помощью функций влияния).

По рисунку 3.17 можно сделать вывод, что  $Z_{v\_}$  отличается от  $Z_v$  менее чем на 1%.

### 3.2 Фильтр Калмана

Оценивание погрешностей датчиков БИБ будем проводить с помощью рекуррентного метода Калмана-Бьюси (фильтр Калмана).

По своему назначению любой фильтр обязан подавлять помехи и с наименьшими искажениями пропускать полезные сигнал. Другими словами дает оценку полезного сигнала[3].

Чрезвычайно широкое применение в комплексных навигационных системах получил оптимальный фильтр Калмана, созданный Рудольфом Калманом в 1960 г.. Преимуществом фильтра Калмана является то, что он представляет собой легко реализуемый на ЭВМ рекуррентный алгоритм (т.е. от шага к шагу), вырабатывающий оптимальную оценку параметров динамической системы.

Классический фильтр Калмана является линейной системой и формируется в терминах пространства состояний, т.е. алгоритм представляет собой систему линейных уравнений представленных в форме Коши.

Уравнения фильтра Калмана имеют вид:

$$\hat{\mathbf{x}} = \mathbf{A}(t) * \hat{\mathbf{x}} + \mathbf{K}(t)[z_{\theta t_0} - \mathbf{H}(t)\hat{\mathbf{x}}(t)], \quad (3.10)$$

$$\mathbf{K} = \mathbf{P}\mathbf{H}^T\mathbf{R}^{-1}, \quad (3.11)$$

$$\dot{\mathbf{P}} = \mathbf{A}\mathbf{P} + \mathbf{P}\mathbf{A}^T - \mathbf{P}\mathbf{H}^T\mathbf{R}^{-1}\mathbf{H}\mathbf{P} + \mathbf{G}\mathbf{Q}\mathbf{G}^T. \quad (3.12)$$

Программа с реализацией фильтр Калмана для оценивания погрешностей БИБ приведена в ПРИЛОЖЕНИИ Б.

Проведем сравнение входных погрешностей  $x_{wi}$  и выходных погрешностей  $x_{wo}$ , получаемых с помощью фильтра Калмана.

1) Погрешность смещения нуля АК  $\delta\tau a_2 = 0.0001 \frac{M}{c}$ :

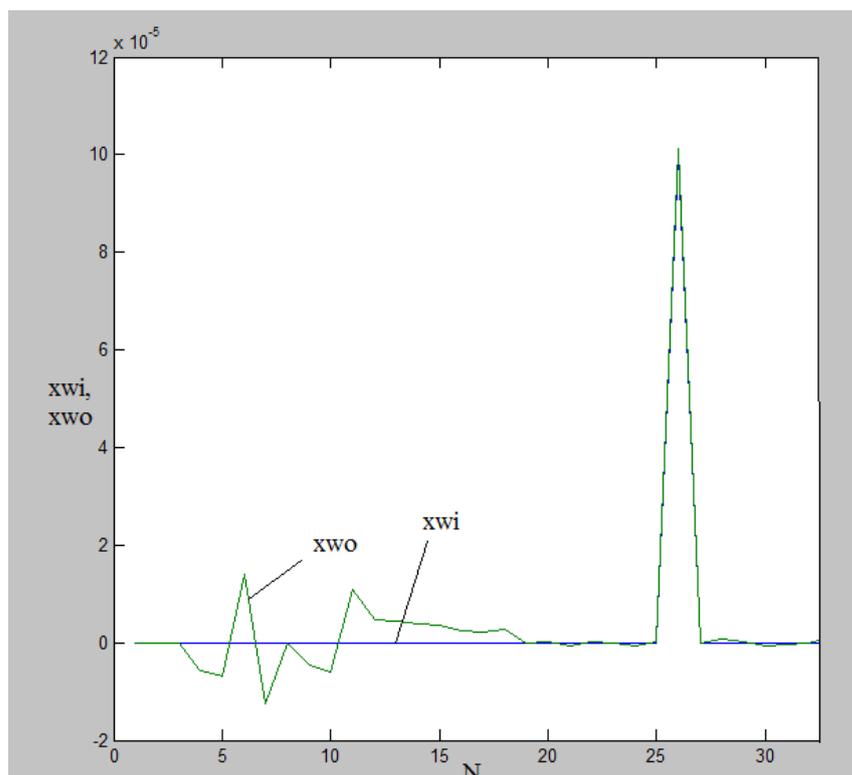


Рисунок 3.18 – Погрешности входные  $x_{wi}$  и выходные  $x_{wo}$

На графике 3.18 показано сравнение входных (задаваемых) погрешностей и выходных (получаемых с помощью фильтра Калмана).

2) Погрешность ориентации оси чувствительности датчиков ДУС  $\delta\xi_3 = 0,001$  рад =  $0,057^\circ = 0^\circ 3' 25''$ :

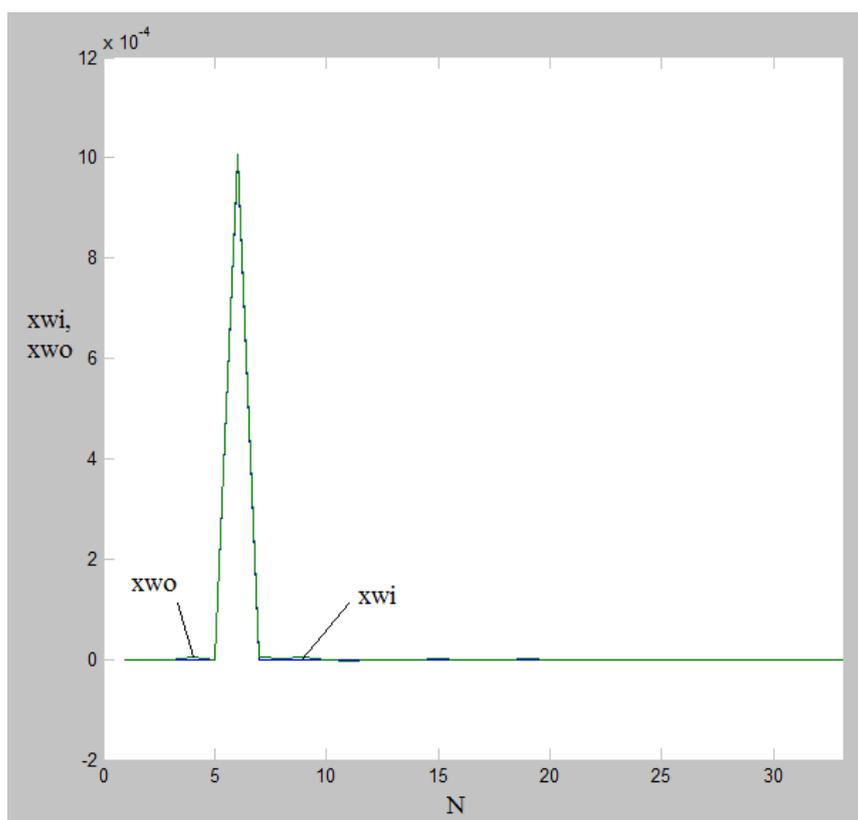


Рисунок 3.19 – Погрешности входные  $x_{wi}$  и выходные  $x_{wo}$

На графике 3.19 показано сравнение входных (задаваемых) погрешностей и выходных (получаемых с помощью фильтра Калмана). Фильтр Калмана достаточно точно оценивает погрешности, однако для повышения точности его необходимо в дальнейшем дорабатывать.

### Выводы по третьей главе

В данной главе разработана программа в среде MatLab, для подтверждения расчетов функций влияния, путем сравнения их с невязками для скоростей и координат, так же получен фильтр Калмана для оценивания погрешностей датчиков БИБ.

Из графиков в пункте 4.1 видно, что функция влияния, рассчитанная в главе 2, при умножении на вектор ошибок выдает невязку с ошибкой менее чем 1%. Следовательно, данный метод получения невязок дает нам точные оценки ошибок вносимых погрешностями.

Фильтр Калмана, с помощью которого происходит оценивание погрешностей (выходных), для повышения точности требует доработок.

					24.04.02.2017.466.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		56

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В выпускной квалификационной работе:

- получена математическая модель погрешностей БИБ;
- разработаны алгоритмы для аналитического расчета функций влияния погрешностей датчиков бесплатформенного инерциального блока на погрешности абсолютных скоростей и координат в проекциях на оси ИССК;
- разработана программа в среде MatLab, для подтверждения расчетов функций влияния для скоростей и координат, путем сравнения их с невязками;
- адаптирован фильтр Калмана для оценивания погрешностей датчиков БИБ.

Функция влияния при умножении на вектор ошибок выдает невязку с ошибкой менее чем 1%. Следовательно, данный метод получения невязок дает нам точные оценки ошибок вносимых погрешностями.

В дальнейшем для улучшения точности оценивания погрешностей, необходимо доработать фильтр Калмана.

					24.04.02.2017.466.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		57

## БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Матвеев, В.В. Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем / В.В. Матвеев, В.Я. Распопов. – СПб.: ГНЦ РФ ОАО «Концерн ЦНИИ Электроприбор», 2009. – 280 с.
2. Ориентация и навигация подвижных объектов: современные информационные технологии / Под ред. Б.С. Алешина, К.К. Веремеенко, А.И. Черноморского. – М.: ФИЗМАТЛИЗ, 2006. – 424 с.
3. Бранец, В.Н. Введение в теорию бесплатформенных инерциальных навигационных систем / В.Н. Бранец – М.: Наука, 1992. – 280 с.
4. Матвеев, В.В. Инерциальные навигационные системы: Учебное пособие / В.В. Матвеев. – Изд-во ТулГУ, 2012. – 199 с.
5. Галамай, А.А. Вопросы реализации на целочисленной ЦВС алгоритма тарировки датчиков в полете по информации от высокоточной ИНС / А.А. Галамай. // Вестник ЮУрГУ. Серия “Компьютерные технологии, управление, радиоэлектроника”. – 2015. – №4. – С. 111-120.
6. Галамай, А.А. Вопросы обеспечения точности при векторном согласовании бесплатформенной инерциальной навигационной системы с высокоточной инерциальной навигационной системой / А.А. Галамай. // Молодежь и будущее авиации и космонавтики. – Москва: МАИ, 2016. – С.247-249.
7. Антонова, М.В. Блочно-модульный принцип конструирования бесплатформенных инерциальных блоков / М.В. Антонова, Д.С. Бородулин, А.А. Волынцев, Е.Ю. Ковалева, Л.З. Новиков, А.И. Терёшкин, И.И. Жегалин. // Вестник ЮУрГУ. Серия «Компьютерная технология, управление, радиоэлектроника». – 2015. – Т. 15, № 4. – С. 101-110.
8. Гавриленко, Ю.В. Особенности контроля информации БИНС при выполнении группового полета / Ю.В. Гавриленко, В. В. Грошев, Н.А. Зайцев, А. Е. Ярцев. // Труды московского института электромеханики и автоматики. – 2016. – №12. – С.19.

					24.04.02.2017.466.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		58

9. Акишин, В.В. Анализ результатов летных испытаний БИНС на вертолете МИ-8/ В. В. Акишин, А. А. Козлов, А. М. Шамлицкий. // Труды московского института электромеханики и автоматики. – 2016. – №12. – С.43.
10. Фомичев, А.В. Результаты совершенствования программно-математического обеспечения системы БИНС-СП-2 по материалам летных испытаний / А. В. Фомичев, С. Е. Кухтевич, Е. А. Измайлов. // Труды московского института электромеханики и автоматики. – 2013. – №7. – С.19-30.
11. Тань Лиго, Планирование маршрута полёта беспилотного летательного аппарата на основе метода частично-целочисленного линейного программирования : дис. ... канд. техн. наук. : 05.13.01/ Тань Лиго. – М., 2016. – 209 с.
12. Вавилова, Н.Б. Определение погрешностей бескарданной инерциальной навигационной системы в режиме рулежки и разгона / Н.Б. Вавилова, А.А. Голован, А.О. Кальченко. // Труды московского института электромеханики и автоматики. – №84. – С.1-16.
13. Пат. 2486472 Российская Федерация, МПК G01C 21/20. Способ калибровки чувствительных элементов бесплатформенной инерциальной навигационной системы в полете / Ф.И. Макаrenchенко. – № 2012102723/28; заявл. 26.01.12; опубл. 27.06.13. – 9 с.
14. Кузнецов А.Г., Современные бесплатформенные инерциальные навигационные системы двух классов точности / А.Г. Кузнецов, Б.И. Портнов, Е.А. Измайлов. – ОАО «московский институт электромеханики и автоматики». – 2014. – № 8. – С. 24-32.
15. Ермаков, В.С. Автоматизация калибровки бесплатформенных инерциальных навигационных систем на волоконно-оптических гироскопах; дис...канд.тех.наук / В.С. Ермаков. – Пермь, 2007. – 136 с.
16. Тювин, А.В. Аналитическая юстировка и калибровка инерциального измерительного блока бесплатформенной инерциальной навигационной

системы / А.В. Тювин. / Электронный журнал “Труды МАИ”. – 2012.– №71.– С.1-17.

17. Николаев, С.Г. Калибровка бесплатформенных инерциальных навигационных систем по выходным сигналам модели ошибок / С.Г. Николаев, Ю.В. Ившина. / Научно-технические ведомости СПбГПУ серия “Информационные, управляющие и измерительные системы”. – 2014. – Вып. 4. – С.95-105.
18. Попов, Г.В. Измерение параметров и калибровка микромеханических инерциальных измерительных блоков / Г.В. Попов, О.А. Перлина. / Авиакосмическое приборостроение. – 2014. – №12. – С.38-47.
19. Наинг, М.Х. Метод калибровки блока акселерометров инерциальной навигационной системы на испытательном стенде / М.Х. Наинг. / Научное издание МГТУ ИМ. Н.Э. Баумана серия “Наука и образование”. – 2014. – № 1. – С.38-54.
20. Николаев, С.Г. Калибровка бесплатформенных инерциальных навигационных систем / С.Г. Николаев. / Изв. ВУЗОВ Приборостроение. – 2009. – Т.52.№7 – С. 50-55.
21. Пат. 2406973 Российская Федерация, МПК G01C 25/00. Способ калибровки бесплатформенных инерциальных навигационных систем / А.Г. Андреев, В.С. Ермаков, С.Г. Николаев, А.П. Колеватов. – № 2009104034/28; заявл. 05.02.2009; опубл. 20.12.2010. – 8 с.

ПРИЛОЖЕНИЯ

ПРИЛОЖЕНИЕ А

gen\_DcDca\_m

oset\_parBChE;

global xw Og Oa A

Ogo=A\*[Og{1}(1,1) Og{2}(1,1) Og{3}(1,1);
Og{1}(2,1) Og{2}(2,1) Og{3}(2,1);
Og{1}(3,1) Og{2}(3,1) Og{3}(3,1)];

Oao=A\*[Oa{1}(1,1) Oa{2}(1,1) Oa{3}(1,1);
Oa{1}(2,1) Oa{2}(2,1) Oa{3}(2,1);
Oa{1}(3,1) Oa{2}(3,1) Oa{3}(3,1)];

%%%%%%%%%
%%%%%%%%%

% Ввод ошибок в DG1x0 и DW1x0 согласно ММП для состава измерителей БИБ
ОГИБ

x\_=[0 0 0]; % dphig,dpsig,dthetag <=0.003,0.03,0.003

xw=xw ...

+[x\_ ...
0 0 0 ... g1,g2,g3 <=0.003
0 0 0 ... n1,n2,n3 <=0.003
0 0 0 ... dK1,dK2,dK3 <=0.02
0 0 0 ... dwt1,dwt2,dwt3 <=0.002
0 0 0 ... a1,a2,a3 <=0.003
0 0 0 ... b1,b2,b3 <=0.003
0 0 0 ... dM1,dM2,dM3 <=0.0005
0 0 0 ... dtau1,dtau2,dtau3 <=0.002
0 0 0 ... dv1,dv2,dv3
0 0 0]; % dr1,dr2,dr3

indng=[0 0 0];

indna=[0 0 0];

%%%%%%%%%
%%%%%%%%%

reset\_parBChE;

global K wt M tau

DGp=DG1x0\*A;

DGj=DGp\*[Og{1}(1,1) Og{2}(1,1) Og{3}(1,1);  
Og{1}(2,1) Og{2}(2,1) Og{3}(2,1);  
Og{1}(3,1) Og{2}(3,1) Og{3}(3,1)];

s=size(DGj,1);

Dt=0.016384;

DCg=(DGj+repmat(Dt\*wt,s,1))./repmat(K,s,1) ...  
+normrnd(zeros(s,1),repmat(1/3\*sqrt(Dt)/60\*5e-3\*pi/180,s,1)) ... ARW,  
угл.град/ч<sup>{1/2}</sup>  
\*indng;

DWp=DW1x0\*A;

DWi=DWp\*[Oa{1}(1,1) Oa{2}(1,1) Oa{3}(1,1);  
Oa{1}(2,1) Oa{2}(2,1) Oa{3}(2,1);  
Oa{1}(3,1) Oa{2}(3,1) Oa{3}(3,1)];

DCa=(DWi+repmat(Dt\*tau,s,1))./repmat(M,s,1) ...  
+normrnd(zeros(s,1),repmat(1/3\*sqrt(Dt)/60\*1e-4,s,1)) ... VRW, м/с/ч<sup>{1/2}</sup>  
\*indna;

Ogr=A\*[Og{1}(1,1) Og{2}(1,1) Og{3}(1,1);  
Og{1}(2,1) Og{2}(2,1) Og{3}(2,1);  
Og{1}(3,1) Og{2}(3,1) Og{3}(3,1)];

Oar=A\*[Oa{1}(1,1) Oa{2}(1,1) Oa{3}(1,1);  
Oa{1}(2,1) Oa{2}(2,1) Oa{3}(2,1);  
Oa{1}(3,1) Oa{2}(3,1) Oa{3}(3,1)];

xwi=[xw EO(Ogo,Ogr) EO(Oao,Oar)];

DCgDCa=[DCg DCa];

clear xw Og K wt Oa M tau A ...  
s Dt DGp DGj DCg DWp DWi DCa

**Run.m**

```
oset_parBChE;
oset_parBINS;
```

```
global xw Og Oa A
```

```
Ogo=A*[Og{1}(1,1) Og{2}(1,1) Og{3}(1,1);
Og{1}(2,1) Og{2}(2,1) Og{3}(2,1);
Og{1}(3,1) Og{2}(3,1) Og{3}(3,1)];
```

```
Oao=A*[Oa{1}(1,1) Oa{2}(1,1) Oa{3}(1,1);
Oa{1}(2,1) Oa{2}(2,1) Oa{3}(2,1);
Oa{1}(3,1) Oa{2}(3,1) Oa{3}(3,1)];
```

```
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
```

```
% Учет ошибок, внесенных в DCgDCa
```

```
% xw=xw+zeros(1,27);
```

```
% xw=xw ...
```

```
% +[0 0 0 ... % dphi,dpsi,dtheta
```

```
% 0 0 0 ... % g1,g2,g3
```

```
% 0 0 0 ... % n1,n2,n3
```

```
% 0 0 0 ... % dK1,dK2,dK3
```

```
% 0 0 0 ... % dwt1,dwt2,dwt3
```

```
% 0 0 0 ... % a1,a2,a3
```

```
% 0 0 0 ... % b1,b2,b3
```

```
% 0 0 0 ... % dM1,dM2,dM3
```

```
% 0 0 0]; % dtau1,dtau2,dtau3
```

```
% xw=xw+fXgend;
```

```
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
```

```
% Задание интервалов решения задачи ВС
```

```
ctw={ ...
```

```
struct('t',[1,486], ...
```

```
'msk',bin2dec(['000' ... dphi,dpsi,dtheta
```

```
'111' ... g1,g2,g3
```

```
'111' ... n1,n2,n3
```

```
'111' ... dK1,dK2,dK3
```

```
'111' ... dwt1,dwt2,dwt3
```

```
'111' ... a1,a2,a3
```

```
'111' ... b1,b2,b3
```

```
'111' ... dM1,dM2,dM3
```

```
'111' ... dtau1,dtau2,dtau3
```

```
'111' ... dv1,dv2,dv3
```

```
'111'])) % dr1,dr2,dr3
```

```
};
```

%%%

Ntw=size(ctw,1);

ntw=1;

global Dt DCg DCa ang B W mskw

Dt=0.016384;

NTB=0; % Начальный цикл получения измерительной информации датчиков  
БИНС

NT0=1; % Начальный цикл получения измерительной информации ККП

reset\_parBChE;

QU=2<sup>(-32)</sup>\*pi/180; QW=2<sup>(-32)</sup>;

ang=QU\*fix(angI(NT0,1:3)/QU);

W=QW\*fix(TBijW(NT0,11:13)/QW);

corrBINS; % Начальная установка БИНС

% Начальная подготовка к задаче ВС

if ntw<=Ntw

tw=ctw{ntw}.t;

mskw=ctw{ntw}.msk;

twnext=tw;

mskwnext=mskw;

if tw(1)==1

init\_est\_proc;

ntw=ntw+1;

if ntw<=Ntw

twnext=ctw{ntw}.t;

mskwnext=ctw{ntw}.msk;

else

twnext=[0,0];

end

end

else

tw=[0,0];

twnext=[0,0];

end

twprep=twnext(1)-1;

% Для проверки решения задачи БИНС

global Bbins Wbins DWbins

angA=QU\*fix(angI(NT0,1:3)/QU);

					24.04.02.2017.466.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		64

WA=QW\*fix(TBijW(NT0,11:13)/QW);

global zw zv zr Pw Hg Hw HIw Hv Hr HIv H Pw1

% Для проверки полученных оценок

Xw=[];

Zw=[];

Zw\_=[];

Zv=[];

Zv\_=[];

Zr=[];

Zr\_=[];

Pw\_=[];

global c2 DW Vbins\_pred Vbins Rbins M1 M2 M3 M4 V R RR VV

M1=-398600440000000;

M2=3/2\*-398600440000000\*sqrt(5)\*-484.16495e-6\*6378136^2;% 2.6332672e+25

M3=5\*3/2\*-398600440000000\*sqrt(5)\*-484.16495e-6\*6378136^2;% 1.31663536e+26

M4=3\*-398600440000000\*sqrt(5)\*-484.16495e-6\*6378136^2;% 5.2665345e+25

Peleng=85.19\*pi/180;

Az=85.19\*pi/180;

% Геодезические координаты

hst=30.27; % высота над поверхностью ОЗЭ-90

phi=48.54138889\*pi/180;

cos\_Peleng=cos(Peleng);

sin\_Peleng=sin(Peleng);

% Параметры ОЗЭ-90

a=6378136; % большая полуось

alpha=1/298.257839303; % коэффициент сжатия

OmegaZ=7.292115e-5; % угловая скорость вращения Земли

se=alpha\*(2-alpha);

cos\_phi=cos(phi);

sin\_phi=sin(phi);

s=sqrt(1-se\*sin\_phi^2);

N=a/s;

% Направляющий вектор оси вращения Земли в проекциях на оси ИССК,

% для вычисления которого требуются те же величины, что и для вычисления

% параметров навигации, это объясняет здешнее его присутствие

c2=[cos\_phi\*cos\_Peleng; ...

sin\_phi; ...

					24.04.02.2017.466.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		65

```

-cos_phi*sin_Peleng];

% Ввод начальных значений параметров навигации
V0=[OmegaZ*(N+hst)*cos_phi*sin_Peleng; ...
0; ...
OmegaZ*(N+hst)*cos_phi*cos_Peleng];

V0=[3.074275208000000e+02; 0.007720947000000;
25.877807620000000]+xwi(28:30)';

R0=[-N*se*cos_phi*sin_phi*cos_Peleng; ...
a*s+hst; ...
N*se*cos_phi*sin_phi*sin_Peleng];

R0=[-1.931500000000000e+03; 6.366159125000000e+06;
2.104456250000000e+04]+xwi(31:33)';

VA=V0';
RA=R0';
Vbins_pred=VA';
Vbins=Vbins_pred;

Rbins=RA';

try
%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%
for nl4=1:Inf % Циклы, связанные с получением оценок составляющих
погрешностей датчиков БИНС
for nl3=1:16 % Циклы, связанные с получением измерительной информации
ККП и вычисления функций влияния
NT0=NT0+1;
if NT0>size(TBijW), error('Достигнут конец массива TBijW!'); end
for nl2=1:4 % Циклы, связанные с решением задачи БИНС
for nl1=1:1 % Циклы, связанные с получением измерительной информации
датчиков БИНС
NTB=NTB+1;
if NTB>size(DCgDCa), error('Достигнут конец массива DCgDCa!'); end
DCg=DCgDCa(NTB,1:3); DCa=DCgDCa(NTB,4:6); % Получение
измерительной информации датчиков БИНС

get_proj;
end
BINS;
end
% Для проверки решения задачи БИНС

```

```

ang=m2ang([Bbins(1,3) Bbins(2,1) Bbins(2,2) Bbins(2,3) Bbins(3,3)]);
if ang(2)<-pi/2, ang(2)=ang(2)+pi; end

angA=[angA; ang];
WA=[WA; Wbins];

g;

DW=DWbins;
vr;

VA=[VA; Vbins'];
RA=[RA; Rbins'];

fix_Sproj;
% Расчет функций влияния
if (nl4>=tw(1))&&(nl4<=tw(2))
    B=Bbins; % Получение матрицы ориентации Bij

    createHwIw;
end
end
% Получение оценок погрешностей ММП БЧЭ БИНС и коррекция БИНС
if (nl4>=tw(1))&&(nl4<=tw(2))
    W=QW*fix(TBijW(NT0,11:13)/QW); % Получение кажущейся скорости W
    V=VI(NT0,:); % Получение скорости V
    R=RI(NT0,:); % Получение координат R
    est_err;

    Zw=[Zw; zw];
    Zw_=[Zw_; xwi(1:27)*Hw];
    Zv=[Zv; zv];
    Zv_=[Zv_; xwi(1:33)*Hv];
    Zr=[Zr; zr];
    Zr_=[Zr_; xwi(1:33)*Hr];
    VV=Zv-Zv_;
    RR=Zr-Zr_;

    Xw=[Xw; xw];
    Pw_=[Pw_; sqrt(diag(Pw))];

    Hg=zeros(15,3);
    Hw=zeros(27,3);
    HIw=zeros(27,3);
    Hv=zeros(33,3);
    Hr=zeros(33,3);

```

```

Hlv=zeros(3,3);
H=zeros(33,6);

ang=QU*fix(angI(NT0,1:3)/QU); % Получение углов ориентации
corrBINS;
Vbins=V';
Rbins=R';
end
% Коррекция НЗ с учетом полученных оценок
if nl4==tw(2)
reset_parBChE;

Vbins_pred=VI(NT0,:);
Vbins=Vbins_pred;
Rbins=RI(NT0,:);
end
% Подготовка к задаче ВС на следующих интервалах tw
if nl4==twprep
ang=QU*fix(angI(NT0,1:3)/QU); % Получение углов ориентации
W=QW*fix(TBijW(NT0,11:13)/QW); % Получение кажущейся скорости W
corrBINS;
Vbins=VI(NT0,:); % Получение скорости V
Rbins=RI(NT0,:); % Получение координат R

tw=twnext;
mskw=mskwnext;
init_est_proc;
ntw=ntw+1;
if ntw<=Ntw
twnext=ctw{ntw}.t;
mskwnext=ctw{ntw}.msk;
else
twnext=[0,0];
end
twprep=twnext(1)-1;
end
end
error('Закончен цикл!');
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
catch
Ogr_=A*[Og{1}(1,1) Og{2}(1,1) Og{3}(1,1);
Og{1}(2,1) Og{2}(2,1) Og{3}(2,1);
Og{1}(3,1) Og{2}(3,1) Og{3}(3,1)];

```

```
Oar_=A*[Oa{1}(1,1) Oa{2}(1,1) Oa{3}(1,1);
Oa{1}(2,1) Oa{2}(2,1) Oa{3}(2,1);
Oa{1}(3,1) Oa{2}(3,1) Oa{3}(3,1)];
```

```
xwo=[Xw(end,:) EO(Ogo,Ogr_) EO(Oao,Oar_)];
```

```
clear nl1 nl2 nl3 xw Og Oa A DCg DCa Dt ang W mskw ...
Bbins Wbins DWbins Vbins Rbins ...
c2 DW Vpred V R M1 M2 M3 M4 Peleng Az phi cos_Peleng sin_Peleng cos_phi
sin_phi ...
hst a alpha OmegaZ se s N V0 R0 ...
ntw tw twnext mskwnext ...
twprep zw
```

```
rethrow(lasterror);
end
```

### vr.m

```
function vr
global SDt SDW G Vbins_pred Vbins Rbins

Vbins=Vbins+SDW'+G*SDt;
Rbins=Rbins+0.5*(Vbins_pred+Vbins)*SDt;

Vbins_pred=Vbins;
```

### reset\_parBChE.m

```
function reset_parBChE
global Og K wt xw Ug AUg A Oa M tau Ua AUa

A=[1 -xw(3) xw(2); xw(3) 1 -xw(1); -xw(2) xw(1) 1]*A;

for k=1:3
Og{k}=Og{k}*[1 -xw(6+k) xw(3+k); xw(6+k) 1 0; -xw(3+k) 0 1];

Oa{k}=Oa{k}*[1 -xw(18+k) xw(15+k); xw(18+k) 1 0; -xw(15+k) 0 1];
end

K=K.*(1+xw(10:12));
wt=wt+xw(13:15);

M=M.*(1+xw(22:24));
tau=tau+xw(25:27);
```

```

Ug=inv([Og{1}(1,1) Og{2}(1,1) Og{3}(1,1);
Og{1}(2,1) Og{2}(2,1) Og{3}(2,1);
Og{1}(3,1) Og{2}(3,1) Og{3}(3,1)]);

```

```

AUg=Ug*inv(A);

```

```

Ua=inv([Oa{1}(1,1) Oa{2}(1,1) Oa{3}(1,1);
Oa{1}(2,1) Oa{2}(2,1) Oa{3}(2,1);
Oa{1}(3,1) Oa{2}(3,1) Oa{3}(3,1)]);

```

```

AUa=Ua*inv(A);

```

### oset\_parBINS.m

```

function oset_parBINS
global SDt SDGj SDWi SDW

```

```

SDt=0;
SDGj=[0 0 0];
SDWi=[0 0 0];
SDW=[0 0 0];

```

### oset\_parBChE.m

```

function oset_parBChE
global Og K wt Oa M tau xw A

```

```

Alpha=pi/180*60;
Beta=acos(sqrt(2/3));

```

```

xi=[Beta Beta Beta];
eta=[-Alpha Alpha pi];

```

```

alpha=[Beta Beta Beta];
beta=[-Alpha Alpha pi];

```

```

for k=1:3

```

```

Og{k}=[0 1 0; -1 0 0; 0 0 1] ...
*[cos(eta(k)) 0 sin(eta(k)); 0 1 0; -sin(eta(k)) 0 cos(eta(k))] ...
*[cos(xi(k)) -sin(xi(k)) 0; sin(xi(k)) cos(xi(k)) 0; 0 0 1];

```

```

Oa{k}=[0 1 0; -1 0 0; 0 0 1] ...
*[cos(beta(k)) 0 sin(beta(k)); 0 1 0; -sin(beta(k)) 0 cos(beta(k))] ...
*[cos(alpha(k)) -sin(alpha(k)) 0; sin(alpha(k)) cos(alpha(k)) 0; 0 0 1];

```

```

end

```

A=[1 0 0; 0 1 0; 0 0 1];

dphi0=0;  
dpsi0=0;  
dtheta0=0;

g0=[0 0 0];  
n0=[0 0 0];  
K0=[1 1 1];  
wt0=[0 0 0];

K=K0;  
wt=wt0;

a0=[0 0 0];  
b0=[0 0 0];  
M0=[1 1 1];  
tau0=[0 0 0];

M=M0;  
tau=tau0;

xw=[dphi0 dpsi0 dtheta0 g0(1) g0(2) g0(3) n0(1) n0(2) n0(3) 0 0 0 0 0 0 a0(1) a0(2)  
a0(3) b0(1) b0(2) b0(3) 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0];

### **m2ang(m).m**

**function** ang=m2ang(m)

a13=m(1);  
a21=m(2);  
a22=m(3);  
a23=m(4);  
a33=m(5);

theta=atan2(a21,a22);

ang=[theta -atan2(a23.\*cos(theta),a22) atan2(a13,a33)]; %theta psi phi

### **get\_proj.m**

**function** get\_proj

**global** DCg Dt AUg K wt DG1 SDt SDGj DCa AUa M tau DW1 SDWi

DGj=K.\*DCg-wt\*Dt;  
DG1=DGj\*AUg;

DWi=M.\*DCa-tau\*Dt;

					24.04.02.2017.466.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		71

DW1=DWi\*AUa;

SDt=SDt+Dt;

SDGj=SDGj+DGj;

SDWi=SDWi+DWi;

### **g.m**

**function** g

**global** M1 M2 M3 M4 Rbins c2 G

osmR=1/(Rbins(1)^2+Rbins(2)^2+Rbins(3)^2);

omR=sqrt(osmR);

e=omR\*Rbins;

sin\_psi=e(1)\*c2(1)+e(2)\*c2(2)+e(3)\*c2(3);

m1=osmR\*(M1-osmR\*(M2-M3\*sin\_psi^2));

m2=osmR^2\*M4\*sin\_psi;

G=(m1)\*e-(m2)\*c2;

### **fix\_Sproj.m**

**function** fix\_Sproj

**global** SDt SDGj SDWi SDW fSDt fSDGj fSDWi fSDW

fSDt=SDt;

fSDGj=SDGj;

fSDWi=SDWi;

fSDW=SDW;

SDt=0;

SDGj=[0 0 0];

SDWi=[0 0 0];

SDW=[0 0 0];

### **EO.m**

**function** ang=EO(O,O\_)

% Функция расчета погрешностей ориентации ОЧ относительно номинальной ориентации

% Матрица O - ее столбцы - направляющие косинусы ОЧ при номинальной ориентации в ПСК,

% O\_ - при данной ориентации в ПСК.

O=O/diag(sqrt(dot(O,O,1))); O\_=O\_/diag(sqrt(dot(O\_,O\_,1)));

O1=cross(O,[1 1 1; 0 0 0; 0 0 0],1); O1=O1/diag(sqrt(dot(O1,O1,1)));

O2=cross(cross(O1,O\_,1),O1,1); O2=O2/diag(sqrt(dot(O2,O2,1)));

arg=[dot(O2,O,1) dot(O2,O\_,1)]; arg(arg<-1)=-1; arg(arg>1)=1;

					24.04.02.2017.466.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		72

ang=acos(arg);

### createHwIw.m

function createHwIw

global fSDt fSDGj fSDWi fSDW B A AUg Ug Og AUa Ua Oa Hg Hw HIw HIv sB  
E1 Hv Hr Oe H

SDGp=fSDGj\*Ug;

SDG1=SDGp\*A';

Dh1=SDGp\*[Og{1}(1,3) Og{2}(1,3) Og{3}(1,3);  
Og{1}(2,3) Og{2}(2,3) Og{3}(2,3);  
Og{1}(3,3) Og{2}(3,3) Og{3}(3,3)];

Dh2=SDGp\*[Og{1}(1,2) Og{2}(1,2) Og{3}(1,2);  
Og{1}(2,2) Og{2}(2,2) Og{3}(2,2);  
Og{1}(3,2) Og{2}(3,2) Og{3}(3,2)];

t1=0.5\*(sB+B');

t2=AUg\*t1;

DHg=[

SDG1(2)\*t1(3,1)-SDG1(3)\*t1(2,1) SDG1(2)\*t1(3,2)-SDG1(3)\*t1(2,2)  
SDG1(2)\*t1(3,3)-SDG1(3)\*t1(2,3);

SDG1(3)\*t1(1,1)-SDG1(1)\*t1(3,1) SDG1(3)\*t1(1,2)-SDG1(1)\*t1(3,2)  
SDG1(3)\*t1(1,3)-SDG1(1)\*t1(3,3);

SDG1(1)\*t1(2,1)-SDG1(2)\*t1(1,1) SDG1(1)\*t1(2,2)-SDG1(2)\*t1(1,2)  
SDG1(1)\*t1(2,3)-SDG1(2)\*t1(1,3);

Dh1(1)\*t2(1,1) Dh1(1)\*t2(1,2) Dh1(1)\*t2(1,3);

Dh1(2)\*t2(2,1) Dh1(2)\*t2(2,2) Dh1(2)\*t2(2,3);

Dh1(3)\*t2(3,1) Dh1(3)\*t2(3,2) Dh1(3)\*t2(3,3);

-Dh2(1)\*t2(1,1) -Dh2(1)\*t2(1,2) -Dh2(1)\*t2(1,3);

-Dh2(2)\*t2(2,1) -Dh2(2)\*t2(2,2) -Dh2(2)\*t2(2,3);

-Dh2(3)\*t2(3,1) -Dh2(3)\*t2(3,2) -Dh2(3)\*t2(3,3);

fSDGj(1)\*t2(1,1) fSDGj(1)\*t2(1,2) fSDGj(1)\*t2(1,3);

fSDGj(2)\*t2(2,1) fSDGj(2)\*t2(2,2) fSDGj(2)\*t2(2,3);

fSDGj(3)\*t2(3,1) fSDGj(3)\*t2(3,2) fSDGj(3)\*t2(3,3);

-fSDt\*t2

];

%%%%%%%%%

%%%%%%%%%

SDWp=fSDWi\*Ua;

SDW1=SDWp\*A';

$$Dh1=SDWp*[Oa\{1\}(1,3) Oa\{2\}(1,3) Oa\{3\}(1,3);$$

$$Oa\{1\}(2,3) Oa\{2\}(2,3) Oa\{3\}(2,3);$$

$$Oa\{1\}(3,3) Oa\{2\}(3,3) Oa\{3\}(3,3)];$$

$$Dh2=SDWp*[Oa\{1\}(1,2) Oa\{2\}(1,2) Oa\{3\}(1,2);$$

$$Oa\{1\}(2,2) Oa\{2\}(2,2) Oa\{3\}(2,2);$$

$$Oa\{1\}(3,2) Oa\{2\}(3,2) Oa\{3\}(3,2)];$$

$$t2=AUa*t1;$$

$$Hw(1:3,:)=Hw(1:3,:)+[$$

$$SDW1(2)*t1(3,1)-SDW1(3)*t1(2,1) SDW1(2)*t1(3,2)-SDW1(3)*t1(2,2)$$

$$SDW1(2)*t1(3,3)-SDW1(3)*t1(2,3);$$

$$SDW1(3)*t1(1,1)-SDW1(1)*t1(3,1) SDW1(3)*t1(1,2)-SDW1(1)*t1(3,2)$$

$$SDW1(3)*t1(1,3)-SDW1(1)*t1(3,3);$$

$$SDW1(1)*t1(2,1)-SDW1(2)*t1(1,1) SDW1(1)*t1(2,2)-SDW1(2)*t1(1,2)$$

$$SDW1(1)*t1(2,3)-SDW1(2)*t1(1,3)];$$

$$DHw=[$$

$$(Hg+0.5*DHg)*[0 -fSDW(3) fSDW(2); fSDW(3) 0 -fSDW(1); -fSDW(2) fSDW(1)$$

$$0];$$

$$Dh1(1)*t2(1,1) Dh1(1)*t2(1,2) Dh1(1)*t2(1,3);$$

$$Dh1(2)*t2(2,1) Dh1(2)*t2(2,2) Dh1(2)*t2(2,3);$$

$$Dh1(3)*t2(3,1) Dh1(3)*t2(3,2) Dh1(3)*t2(3,3);$$

$$-Dh2(1)*t2(1,1) -Dh2(1)*t2(1,2) -Dh2(1)*t2(1,3);$$

$$-Dh2(2)*t2(2,1) -Dh2(2)*t2(2,2) -Dh2(2)*t2(2,3);$$

$$-Dh2(3)*t2(3,1) -Dh2(3)*t2(3,2) -Dh2(3)*t2(3,3);$$

$$fSDWi(1)*t2(1,1) fSDWi(1)*t2(1,2) fSDWi(1)*t2(1,3);$$

$$fSDWi(2)*t2(2,1) fSDWi(2)*t2(2,2) fSDWi(2)*t2(2,3);$$

$$fSDWi(3)*t2(3,1) fSDWi(3)*t2(3,2) fSDWi(3)*t2(3,3);$$

$$-fSDt*t2;$$

];

$$E1=[1 0 0;$$

$$0 1 0;$$

$$0 0 1];$$

$$Oe=[0 0 0;$$

$$0 0 0;$$

$$0 0 0];$$

%%%%%%%%%

$$HIw=HIw+(Hw+0.5*DHw)*fSDt;$$

$$Hg=Hg+DHg;$$

$$Hw=Hw+DHw;$$

sB=B';

Hv=[Hw; E1; Oe];

HIv=HIv+E1\*fSDt;

Hr=[-HIw; -HIv; E1];

H=[Hv Hr];

### corrBINS.m

**function** corrBINS

**global** ang W k Bbins Wbins

k=0;

**% Без учета поправок!**

Bbins=ang2m(ang);

Wbins=W;

### BINS.m

**function** BINS

**global** DG1 DW1 ...

k SDq SDW\_ SDW DB sBbins sWbins ...

DWbins Bbins Wbins

n=100; **% число шагов алгоритма БИНС (n>0)**

Dphi=DG1;

smDphi=Dphi(1)^2+Dphi(2)^2+Dphi(3)^2;

t1=f2(1/4\*smDphi);

Dq=[f1(1/4\*smDphi) 1/2\*t1\*Dphi];

DPhi=[0 -Dphi(3) Dphi(2); Dphi(3) 0 -Dphi(1); -Dphi(2) Dphi(1) 0];

t2=DW1\*DPhi;

DW=DW1-1/2\*t1^2\*t2+1/6\*f3(smDphi)\*t2\*DPhi;

**if** k==0

k=n-1;

SDq=Dq;

sBbins=Bbins;

					24.04.02.2017.466.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		75

```

SDW_=DW;
sWbins=Wbins;
else
k=k-1;

SDq=Dq*[SDq(1) SDq(2) SDq(3) SDq(4);
-SDq(2) SDq(1) SDq(4) -SDq(3);
-SDq(3) -SDq(4) SDq(1) SDq(2);
-SDq(4) SDq(3) -SDq(2) SDq(1)];

SDW_=SDW_+DW*DB';
end
DB=[SDq(1)^2+SDq(2)^2-SDq(3)^2-SDq(4)^2, 2*(SDq(2)*SDq(3)-SDq(1)*SDq(4)),
2*(SDq(2)*SDq(4)+SDq(1)*SDq(3));
2*(SDq(2)*SDq(3)+SDq(1)*SDq(4)), SDq(1)^2-SDq(2)^2+SDq(3)^2-SDq(4)^2,
2*(SDq(3)*SDq(4)-SDq(1)*SDq(2));
2*(SDq(2)*SDq(4)-SDq(1)*SDq(3)), 2*(SDq(3)*SDq(4)+SDq(1)*SDq(2)),
SDq(1)^2-SDq(2)^2-SDq(3)^2+SDq(4)^2];

DWbins=DW*Bbins';

SDW=SDW+DWbins;

Bbins=sBbins*DB;

Wbins=sWbins+SDW_*sBbins';

function y1=f1(x) % ~cos(sqrt(x))
y1=1;
for n=2:2:12
y1=1-y1*x/(13-n)/(14-n);
end

function y2=f2(x) % ~sin(sqrt(x))/sqrt(x)
y2=1;
for n=2:2:12
y2=1-y2*x/(14-n)/(15-n);
end

function y3=f3(x) % ~6*(sqrt(x)-sin(sqrt(x)))/sqrt(x)^3
y3=1;
for n=2:2:12
y3=1-y3*x/(16-n)/(17-n);
end

```

**ang2m.m**

					24.04.02.2017.466.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		76

```

function m=ang2m(ang)
cos_theta=cos(ang(1));
cos_psi=cos(ang(2));
cos_phi=cos(ang(3));

sin_theta=sin(ang(1));
sin_psi=sin(ang(2));
sin_phi=sin(ang(3));

m=[cos_phi 0 sin_phi; 0 1 0; -sin_phi 0 cos_phi] ...
*[1 0 0; 0 cos_psi -sin_psi; 0 sin_psi cos_psi] ...
*[cos_theta -sin_theta 0; sin_theta cos_theta 0; 0 0 1];

```

### ang2DG1.m

```

function DG1=ang2DG1(ang)
dtheta=diff(ang(:,1))/2;
mtheta=(ang(1:end-1,1)+ang(2:end,1))/2;
dpsi=diff(ang(:,2))/2;
mpsi=(ang(1:end-1,2)+ang(2:end,2))/2;
dphi=diff(ang(:,3))/2;

DG1(:,1)=2*dpsi.*sinx_x(dtheta).*cos(mtheta) ...
+dphi.*(sinx_x(dpsi+dtheta).*sin(mpsi+mtheta)-sinx_x(dtheta-dpsi).*sin(mpsi-
mtheta));
DG1(:,2)=-2*dpsi.*sinx_x(dtheta).*sin(mtheta) ...
+dphi.*(sinx_x(dtheta+dpsi).*cos(mtheta+mpsi)+sinx_x(dtheta-dpsi).*cos(mpsi-
mtheta));
DG1(:,3)=-2*dphi.*sinx_x(dpsi).*sin(mpsi) ...
+2*dtheta;

```

```

function y=sinx_x(x) % ~sin(x)/x

```

```

y=1;
sx=x.^2;
for n=2:2:12
y=1-y.*sx/(14-n)/(15-n);
end

```

## ПРИЛОЖЕНИЕ Б

### init\_est\_proc.m

function init\_est\_proc

global ang sB Hg Hw HIw Pw xw mskw Pw1 HIv

P0w=(1/3\*blkdiag( ... 3\*sigma:

pi/180\*1, ... dphi

pi/180\*1, ... dpsi

pi/180\*1, ... dtheta

pi/180\*2, ... g1

pi/180\*2, ... g2

pi/180\*2, ... g3

pi/180\*2, ... n1

pi/180\*2, ... n2

pi/180\*2, ... n3

5.5/100, ... dK1

5.5/100, ... dK2

5.5/100, ... dK3

0.03, ... pi/180\*1.6/3600, ... dwt1

0.03, ... pi/180\*1.6/3600, ... dwt2

0.03, ... pi/180\*1.6/3600, ... dwt3

pi/180\*2, ... a1

pi/180\*2, ... a2

pi/180\*2, ... a3

pi/180\*2, ... b1

pi/180\*2, ... b2

pi/180\*2, ... b3

0.6/100, ... dM1

0.6/100, ... dM2

0.6/100, ... dM3

0.2, ... dtau1

0.2, ... dtau2

0.2))^2; % dtau3

P01w=(1/3\*blkdiag( ... 3\*sigma:

pi/180\*1, ... dphi

pi/180\*1, ... dpsi

pi/180\*1, ... dtheta

pi/180\*2, ... g1

pi/180\*2, ... g2

pi/180\*2, ... g3

pi/180\*2, ... n1

pi/180\*2, ... n2

					24.04.02.2017.466.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		78

```

pi/180*2, ... n3
5.5/100, ... dK1
5.5/100, ... dK2
5.5/100, ... dK3
0.03, ... pi/180*1.6/3600, ... dwt1
0.03, ... pi/180*1.6/3600, ... dwt2
0.03, ... pi/180*1.6/3600, ... dwt3
pi/180*2, ... a1
pi/180*2, ... a2
pi/180*2, ... a3
pi/180*2, ... b1
pi/180*2, ... b2
pi/180*2, ... b3
0.6/100, ... dM1
0.6/100, ... dM2
0.6/100, ... dM3
0.2, ... dtau1
0.2, ... dtau2
0.2, ... dtau3
0.1, ... dv1
0.1, ... dv2
0.1, ... dv3
100, ... dr1
100, ... dr2
100))^2; % dr3

```

sB=ang2m(ang)';

Hg=zeros(15,3);

Hw=zeros(27,3);

HIw=zeros(27,3);

HIv=zeros(3,3);

Pw1=P01w;

for m=33:-1:1

if ~bitand(mskw,1)

Pw1(m,:)=zeros(1,33);

Pw1(:,m)=zeros(33,1);

end

mskw=bitshift(mskw,-1);

end

xw=zeros(1,33);

					24.04.02.2017.466.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		79

## est\_err.m

```
function est_err
```

```
global W Wbins Pw1 xw zw V Vbins zv R Rbins Kvr H zr z
```

```
zw=W-Wbins;
```

```
Rw1=[  
1e-5^2 0 0 0 0;  
0 1e-5^2 0 0 0;  
0 0 1e-5^2 0 0;  
0 0 0 1e-5^2 0;  
0 0 0 0 1e-5^2];
```

```
zv=V-Vbins';  
zr=R-Rbins';
```

```
z=[zv zr];
```

```
t2=H'*Pw1;
```

```
Kvr=inv(t2*H+Rw1)*t2;
```

```
Pw1=Pw1-Pw1*H*Kvr;
```

```
xw=xw+(z-xw*H)*Kvr;
```

					24.04.02.2017.466.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		80