Содержание

[Содержание 2](#_Toc195537793)

[Введение 4](#_Toc195537794)

[Основные теоретические сведения 4](#_Toc195537795)

[Специфика БИНС 4](#_Toc195537796)

[Географический трехгранник 5](#_Toc195537797)

[Алгоритм бесплатформенной курсовертикали 6](#_Toc195537798)

[Принцип работы бесплатформенной курсовертикали 6](#_Toc195537799)

[Основное уравнение навигации 10](#_Toc195537800)

[Анализ погрешностей бесплатформенной курсовертикали 12](#_Toc195537801)

[Моделирование «идеального» алгоритма БИНС 15](#_Toc195537802)

[Моделирование ошибок БИНС 17](#_Toc195537803)

[Подбор чувствительных элементов 19](#_Toc195537804)

[1. Блок чувствительных элементов БЧЭ400 19](#_Toc195537805)

[2. Российские чувствительные элементы ОИУС200 и АК-6 25](#_Toc195537806)

[3. Импортные чувствительные элементы 32](#_Toc195537807)

[Вывод 38](#_Toc195537808)

Обозначения и сокращения

БИНС – бесплатформенная инерциальная навигационная система;

ДУС – датчик угловой скорости;

ИНС – инерциальная навигационная система;

РПЗ – расчетно-пояснительная записка;

СК – система координат;

СНС – спутниковая навигационная система;

ТЗ – техническое задание;

ЧЭ – чувствительные элементы.

Введение

Бесплатформенная гировертикаль – прибор, предназначенный для решения задач ориентации и навигации на борту объекта.

Задача ориентации заключается в определении и поддержании правильного положения объекта в пространстве относительно выбранной системы координат, то есть определение углов крена, тангажа и курса.

Задача навигации – определение текущего положения объекта, то есть нахождение широты, долготы и высоты.

Среди инерциальных навигационных систем выделяют два класса по принципу действия – платформенные ИНС и бесплатформенные ИНС. В рамках курсового проекта рассматривалась бесплатформенная курсовертикаль, которая является частным случаем платформенной ИНС.

Была рассмотрена работа бесплатформенной курсовертикали как в автономном режиме, так и в режиме коррекции от СНС. В обоих случаях прибору было необходимо решать задачи навигации и ориентации, соответствовать требованиям технического задания по точности определения величин, определяемых в ходе решения задач навигации и ориентации.

Основные теоретические сведения

Специфика БИНС

В отличие от платформенной ИНС блок чувствительных элементов БИНС жестко связан с подвижным объектом. Из этого можно сделать вывод, что оси чувствительности изменяют свое положение в пространстве вместе с объектом. В этих условиях возникает задачи определения угловых параметров положения объекта относительно выбранной системы координат, определения вектора скорости в выбранной системе координат, определения координат объекта. В курсовой работе рассматривается определение параметров движения относительно географического трехгранника, так как эта самая распространенная задача в сфере ориентации и навигации.

Решение зависит от вида используемых измерителей параметров углового движения. Такие измерители позволяют измерять:

1. Угловые скорости объекта в связанной с объектом системе координат;
2. Углы поворота объекта;
3. Направляющие косинусы.

Географический трехгранник

Для определения положения объекта на поверхности Земли наибольшее распространение получили географически координаты, с помощью которых положение некоторой точки M задается широтой и долготой . Для летальных аппаратов добавляется высота над уровнем моря *h*.

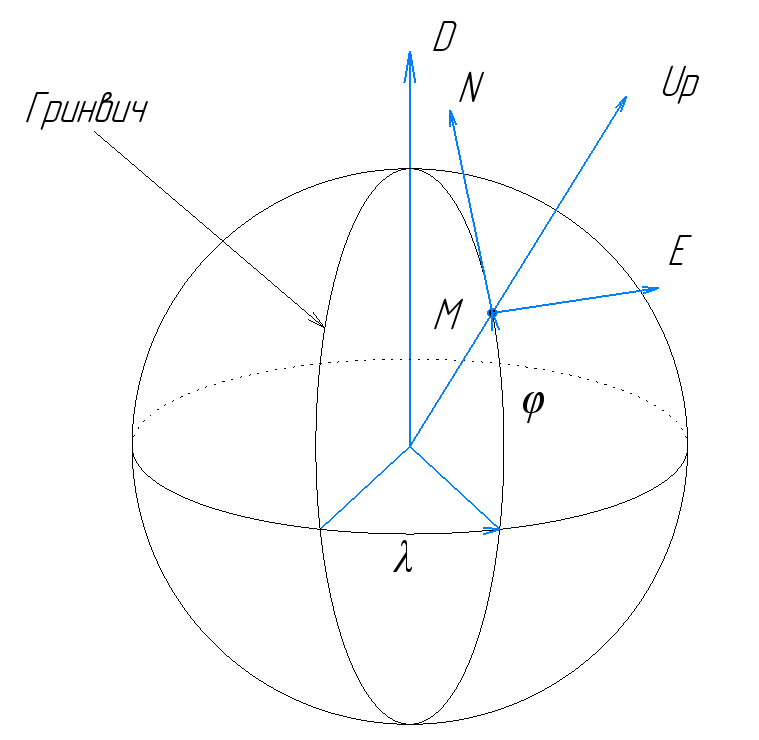


Рис. 1.1. Географический трехгранник

Введем нормальную систему координат ENUp с вершиной, совмещенной с центром масс объекта, ось N которого направлена на север по касательной к меридиану, ось E – по касательной к параллели на восток, а ось UP – вдоль вертикали места вверх. Оси нормальной системы координат ориентированы по сторонам света, а точка M перемещается вместе с объектом, поэтому такая система координат называется также географической или географическим сопровождающим трехгранником. Для построения БИНС необходимо найти кинематические элементы его движения: проекции абсолютной угловой скорости вращения трехгранника на его оси и проекции абсолютного линейного ускорения его вершины.

Алгоритм бесплатформенной курсовертикали

Принцип работы бесплатформенной курсовертикали

Принцип работы бесплатформенной курсовертикали проиллюстрирован алгоритмом, представленным на листе 2 курсовой работы.

Основой расчета для расчета углового положения и для расчета координат являются показания датчиков угловой скорости и показания акселерометров соответственно. Данные датчики формируют инерциальный измерительный модуль.

Инерциальный измерительный модуль является аппаратной частью устройства. Его датчики установлены таким образом, что оси датчиков совпадают с осями связанной системы координат. Однако из-за этого возникают погрешности установки датчиков, так как нельзя добиться полного совпадения осей СК и осей датчиков. Следовательно, возникающие погрешности необходимо учитывать при анализе данных, которые выдает прибор.

Выходными сигналами инерциального измерительного модуля являются проекции на оси связанной системы координат кажущегося ускорения объекта, которые снимаются с акселерометров, и абсолютной угловой скорости объекта, снимаемые с датчиков угловой скорости (ДУСов).

Далее совершается пересчет снимаемых ускорений в навигационную систему координат при помощи матрицы направляющих косинусов . Данная матрица является математической моделью гиростабилизированной платформы. Она имеет следующий вид:

– углы тангажа, крена и курса соответственно.

Элементы матрицы рассчитываются на основе углов тангажа, крена и курса, но на первом такте работы прибора они неизвестны. Чтобы сформировать данную матрицу необходимо провести процедуру выставки, результатом которой являются определенные начальные значения элементов матрицы .

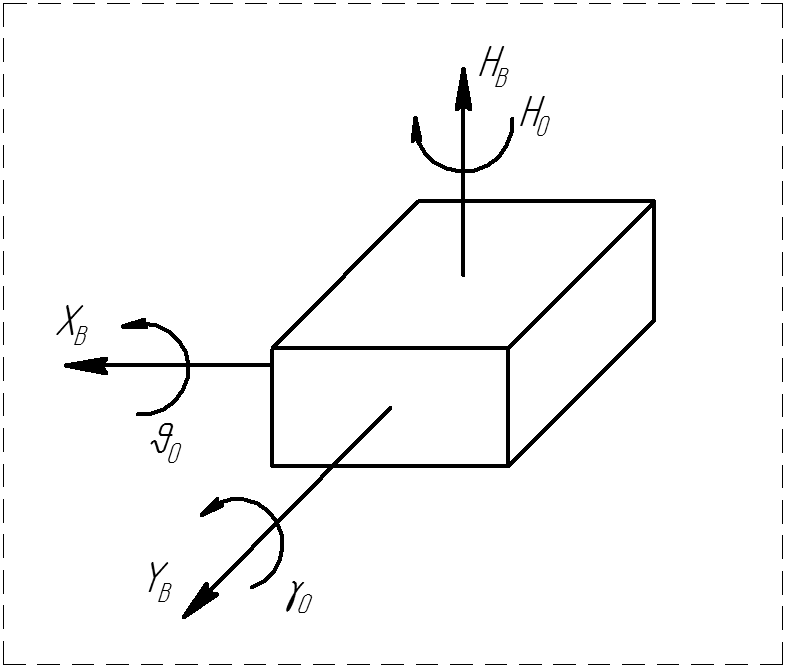


Рис. 1.2. Процедура выставки

Процедура выставки возможна только при установке инерциального измерительного устройства на неподвижное основание. Выделяют два этапа выставки – в горизонт и в азимут.

При выставке в горизонт снимается ненулевой сигнал с акселерометров. Этот сигнал обусловлен тем, что на оси акселерометров проецируется ускорение свободного падения, а также наличием ошибки смещения нуля.

Процесс выставки в горизонт изображен на рисунке 1.2. С измерительных осей акселерометров снимаются проекции ускорения свободного падения на оси связанной системы координат, наличие которых обусловлено погрешностью установки прибора.

С учетом малости углов получаем:

Учитывая ошибки акселерометров, получаем:

Где – смещение нулей акселерометров, измерительные оси которых совпадают с осями связанной системы координат X и Y соответственно.

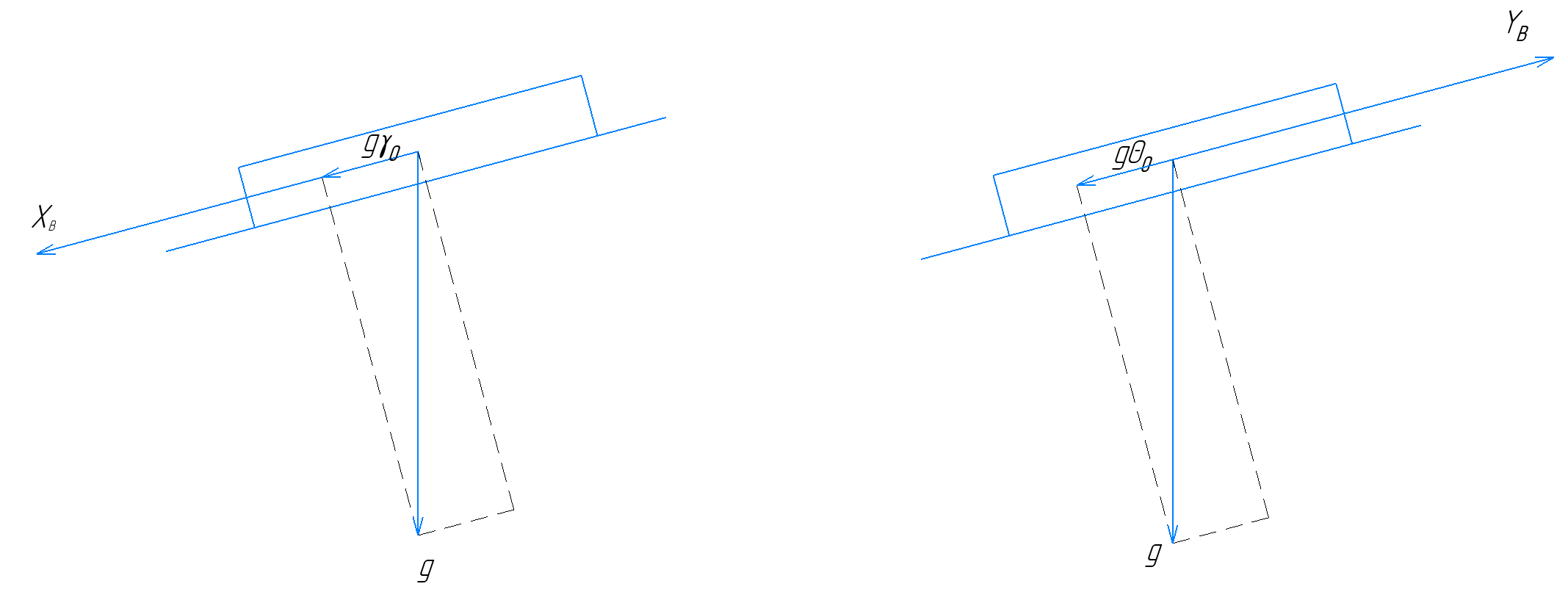


Рисунок 1.3. Выставка в горизонт

При выставке в азимут решается задача гирокомпасирования, при этом с датчиков угловых скоростей снимается ненулевой сигнал, обусловленный появлением проекций угловой скорости вращения Земли на осях чувствительности датчиков и наличием у ДУСов дрейфа от включения к включению (нестабильности нулевого сигнала).

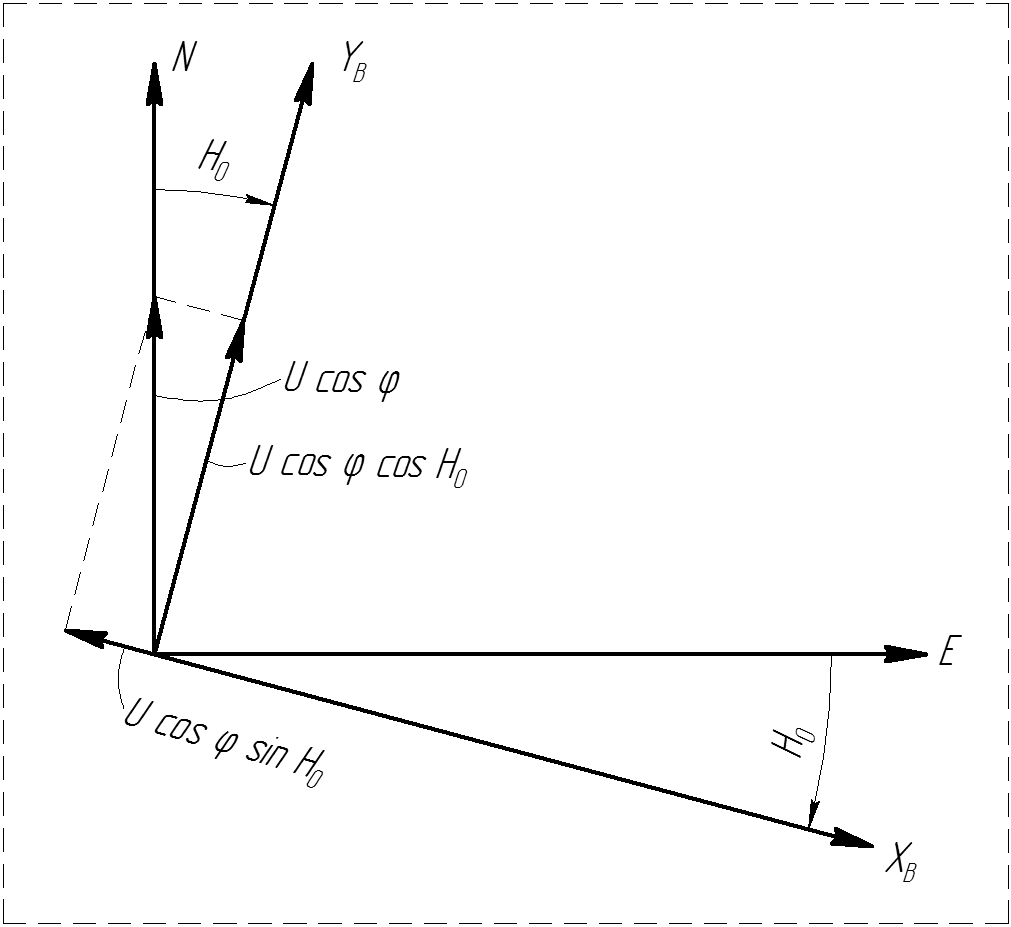


Рисунок 1.4. Выставка в азимут

Запишем уравнения сигналов, снимаемых с ДУСов при выставке в азимут:

,

Откуда получим



С учетом наличия в сигнале ошибки самого ДУСа, получим:



где  – ошибка выставки в азимут, которая будет определяться по следующей формуле:



Таким образом, точность выставки в азимут зависит от точности ДУСов.

Полученные в результате пересчета с помощью матрицы направляющих косинусов ускорения движения объекта (в навигационной системе координат) ,  поступают в следующий блок, в котором путем интегрирования ускорений осуществляется расчет линейных и угловых скоростей движения объекта.

Основное уравнение навигации

Для получения координат объекта в географической системе координат необходимо иметь информацию о линейных скоростях объекта. Эту информацию получают путем интегрирования соответствующих ускорений.

Акселерометры, жестко установленные в связанной системе координат, измеряют проекции кажущегося ускорения, в которых учитываются все три составляющие: ускорение Кориолиса, относительное ускорение и ускорение силы тяжести. При учете этих составляющих, получим систему уравнений вида:

Схема навигационного алгоритма БИНС

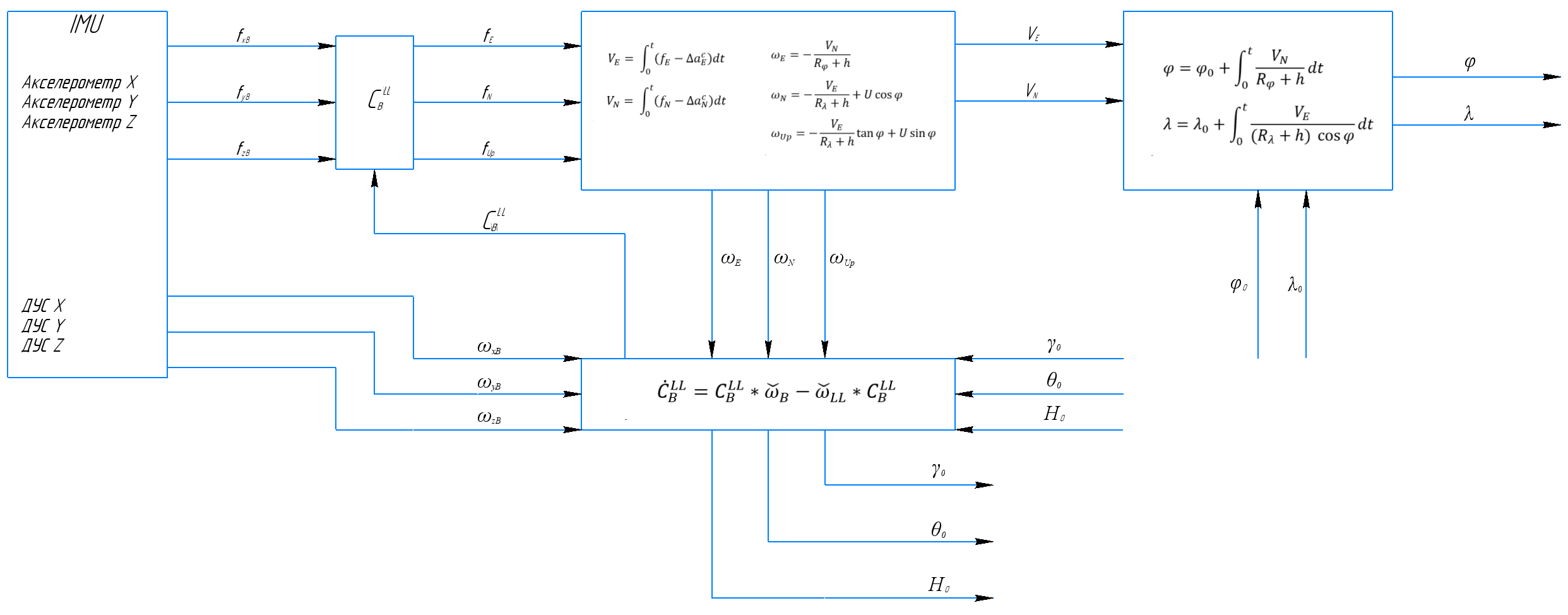


Рис. 1.5. Схема навигационного алгоритма БИНС

Реализация СК LL достигается за счет математического расчета матрицы направляющих косинусов между связанной СК и географическим трехгранником. ЕЕ можно получить в результате решения уравнения Пуассона.

Компоненты этой матрицы – проекции ортов одной СК на оси другой СК в процессе трех последовательных поворотов на углы крена, тангажа и курса. Таким образом, зная в каждый момент времени саму матрицы, углы можно рассчитать.

Анализ погрешностей бесплатформенной курсовертикали

В общем случае уравнения ошибок БИНС записываются следующим образом:

,

где – углы рассогласования между идеальной и фактически построенной навигационными системами координат,

– ошибки измерения скоростей;

– погрешность смещения нулевых сигналов акселерометров;

– погрешности масштабных коэффициентов акселерометров;

– ускорения движения объекта;

– дрейф нулевых сигналов ДУСов;

R = 6731 км – усредненный радиус Земли;

– высота полета, не учитывается при движении НТС;

– широта места.

При анализе модели ошибок БИНС выясняется, что возникающие в данной системе ошибки можно разделить на два вида. К первому относят ошибки, зависящие от характера движения объекта, ко второму – не зависящие. При этом ошибки первого вида называют стационарными (Шулеровскими), а вторые, в свою очередь – нестационарными.

Поскольку рассматриваемый в рамках выполнения данного курсового проекта объект высокоманевренный, что следует из приведенных в техническом задании параметров его движения, при анализе ошибок БИНС в автономном режиме работы и режиме работы с коррекцией от СНС будут учитываться как стационарные ошибки, так и нестационарные.

Примем, что:

и

Тогда получаем:

,

где индекс *SHL* присвоен Шулеровским составляющим соответствующих ошибок, индекс *NST* – нестационарным составляющим этих же ошибок.

Учтем, что в рассматриваемом приборе на всех измерительных осях используются одинаковые датчики как скоростей, так и ускорений. Из этого следует:

;

.

Тогда конечная запись уравнений ошибок БИНС примет вид:

Моделирование «идеального» алгоритма БИНС

На вход разработанного ПО необходимо подать уже существующие показатели сигналов чувствительных элементов. Такие сигналы можно получить в результате работы специального ПО, которое по заданным аэродинамическим параметрам может рассчитать траекторию летательного аппарата.

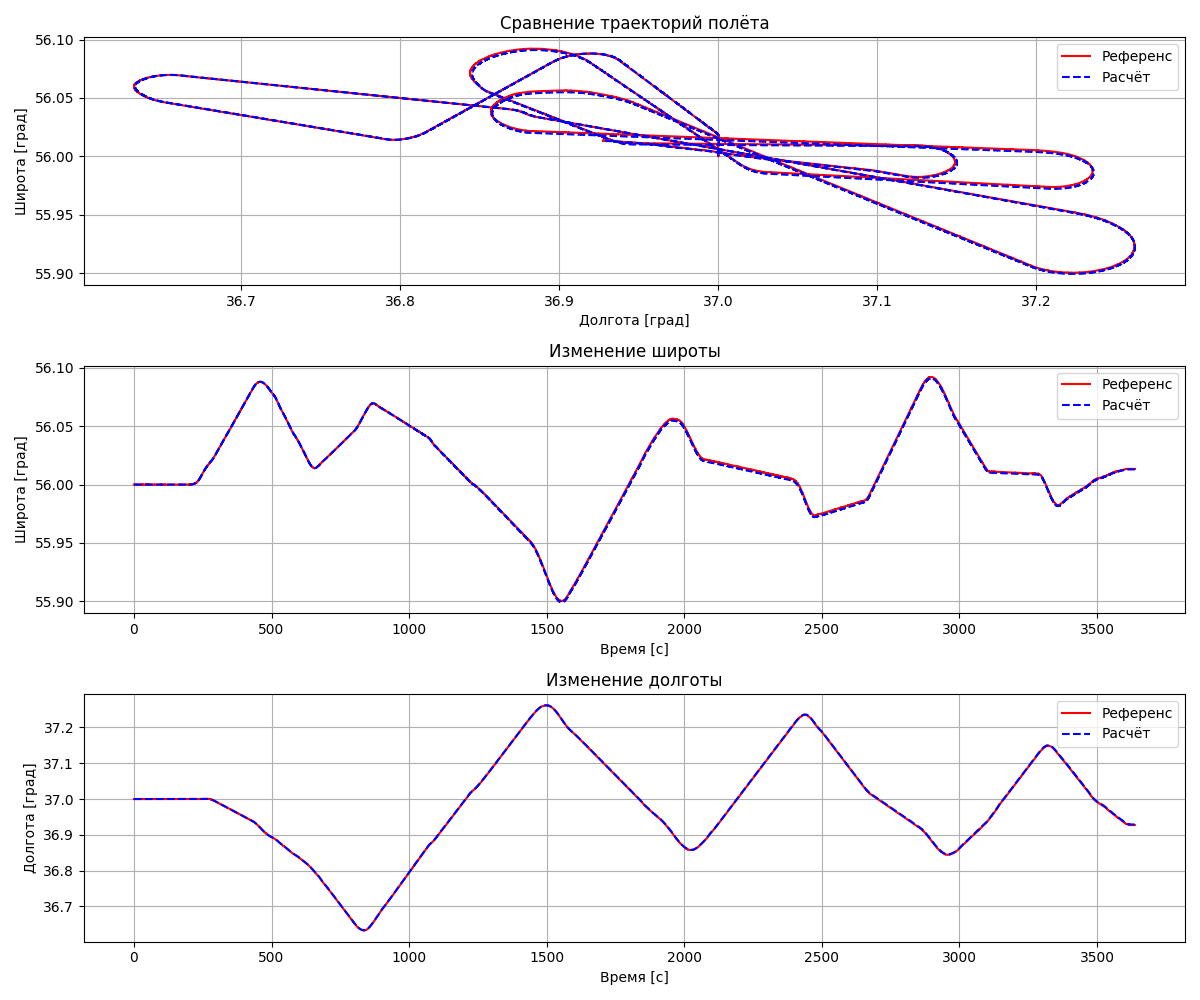
Таким образом на данном этапе имеются два вида сигналов:

1. Считываемые алгоритмом;
2. Рассчитываемые алгоритмом.

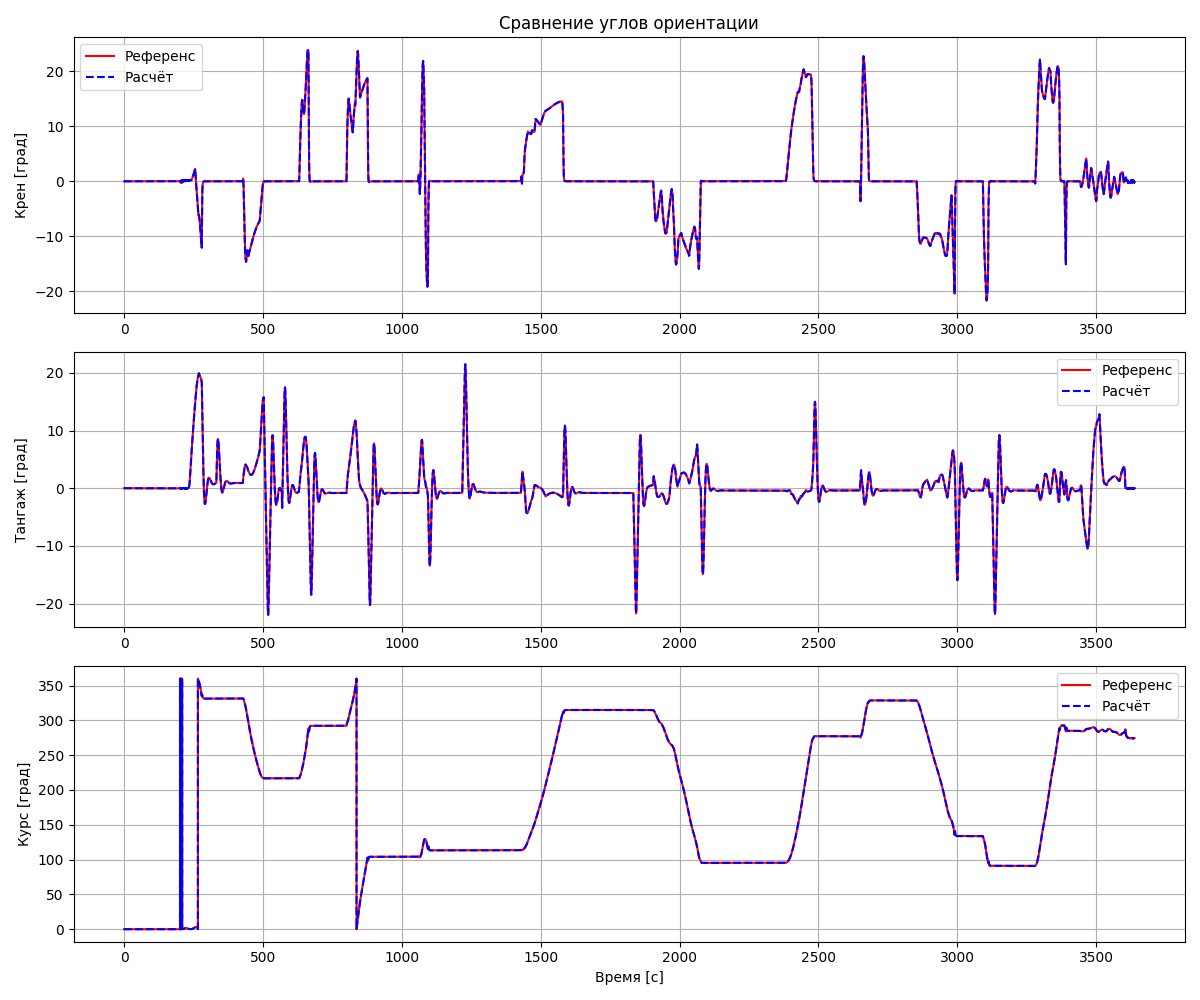
Правильность написания «идеального» алгоритма БИНС проверяется совпадением графиков первого вида сигналов со вторым видом сигналов.

Схема алгоритма представлена в приложении 1.

Графики навигации:



Графики ориентации:



Как видно из полученных графиков, данные, считываемые из файла, совпадают с данными, которые были получены в ходе работы алгоритма.

Моделирование ошибок БИНС

Для оценки ошибок датчиков необходимо построить модель, на вход которой помимо полезного сигнала подаются ошибки дрейфа, масштабного коэффициента и неортогональности осей датчиков.

Примем все ошибки за константы. Тогда данные, поступающие на вход алгоритма, примут вид:

Где:

– показания акселерометров с учетом ошибок,

– показания ДУСов с учетом ошибок,

– идеальные показания акселерометров,

– идеальные показания ДУСов,

– матрица ошибок, в которой:

1. – ошибка масштабного коэффициента
2. – ошибка неортогональности осей

– ошибка смещения нуля акселерометров.

– ошибка смещения нуля ДУСов.

Ошибки смещения нуля необходимо учесть и на этапе выставки БИНС

Процедура выставки с учетом ошибок в виде схемы отображена ниже:

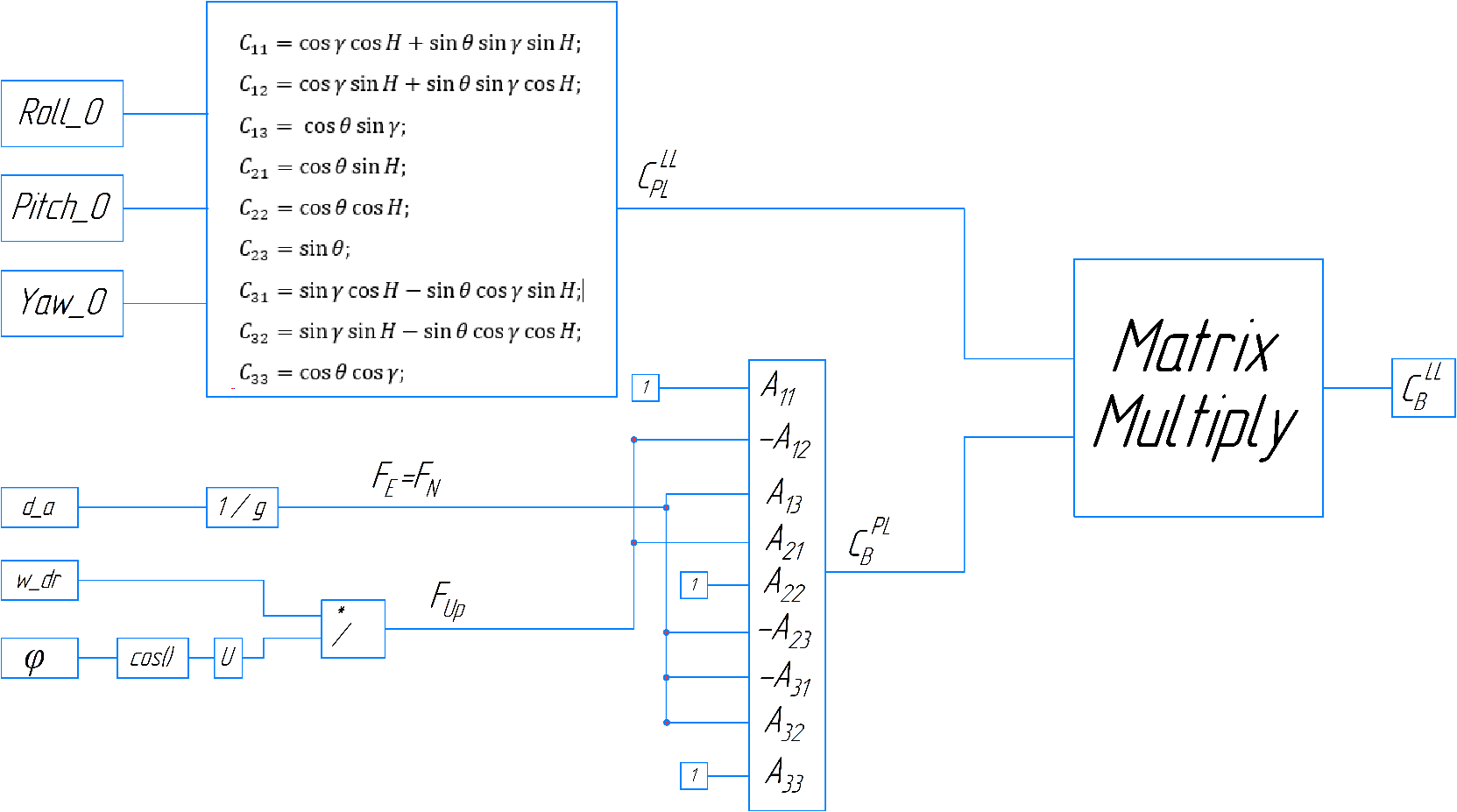


Рис. 1.6. Схематичное изображение процедуры выставки

Данная схема соответствует выражению:

,где

Подбор чувствительных элементов

Требуется подобрать чувствительные элементы, которые обеспечат работу алгоритма согласно требованиям в техническом задании, а именно:

* Допустимая погрешность определения крена и тангажа: **0.1 °;**
* Допустимая погрешность определения курса: **1.0 ° + 0.1 \* t;**
* Допустимая погрешность определения координат: **2NM / 15 мин**

1. Блок чувствительных элементов БЧЭ400

В качестве первого варианта был выбран уже собранный блок чувствительных элементов БЧЭ400.



Рис. 1.7. Блок чувствительных элементов БЧЭ 400

Данный блок чувствительных элементов обладает следующими характеристиками:

**Таблица 1. Гироскопы**

| **Параметр** | **Значение** |
| --- | --- |
| Диапазон измеряемой угловой скорости | ±540 °/с |
| Дрейф нулевого сигнала (фиксированная температура, 100c-осреднение, 1σ) | ≤0,1 °/час |
| Дрейф нулевого сигнала (вариация Аллана) | ≤0,01 °/час |
| Погрешность масштабного коэффициента (в диапазоне температур, 1σ) | ≤0,02 % |
| Спектральная плотность мощности шума (вариация Аллана) | ≤0,01 °/√час |
| Полоса пропускания | ≥100 Гц (до 1 кГц) |

**Таблица 2. Акселерометры**

| **Параметр** | **Значение** |
| --- | --- |
| Диапазон измеряемого ускорения | ±10g |
| Нестабильность нулевого сигнала | ≤1,0 мg |
| Спектральная плотность мощности шума (вариация Аллана) | ≤80 мкg/√Гц |
| Погрешность масштабного коэффициента | ≤0,05 % |

**Таблица 3. Физические характеристики**

| **Параметр** | **Значение** |
| --- | --- |
| Максимальное рассогласование осей | ≤1,5 мрад (≤0,3 мрад по запросу) |
| Частота выдачи данных | до 2000 Гц |
| Напряжение питания | 5 В (DC) |
| Потребляемая мощность | ≤7 Вт |
| Габаритные размеры | 80 × 95 × 62,5 мм |
| Масса | 0,7 кг |

Таким образом:

*–* дрейф нулевого сигнала ДУСов,

*–* дрейф нулевого сигнала акселерометров,

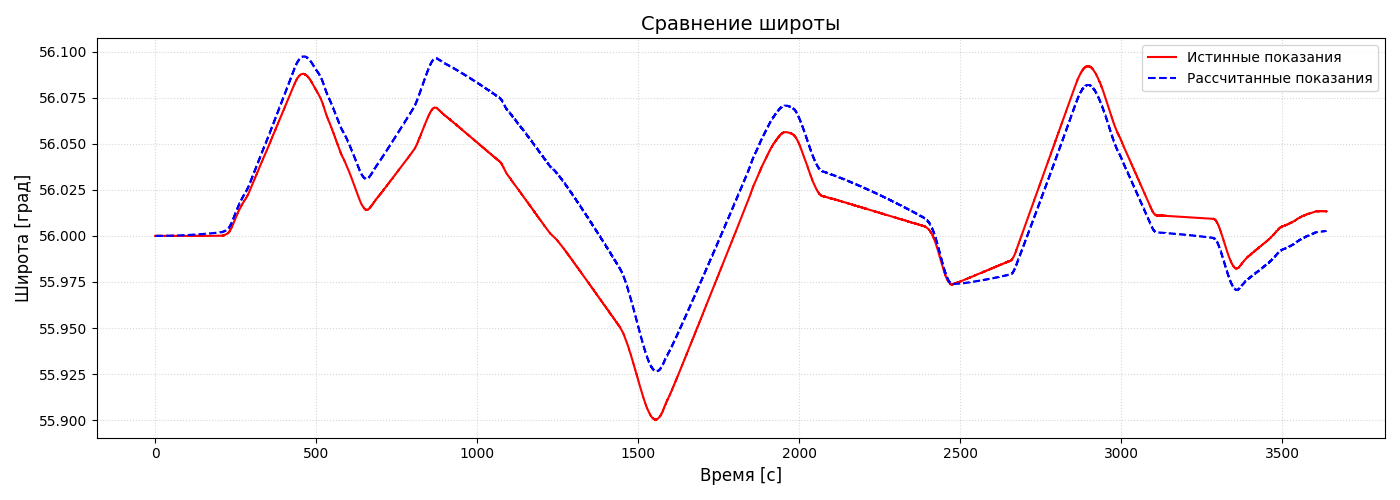
– ошибка масштабного коэффициента ДУСов,

– ошибка масштабного коэффициента акселерометров,

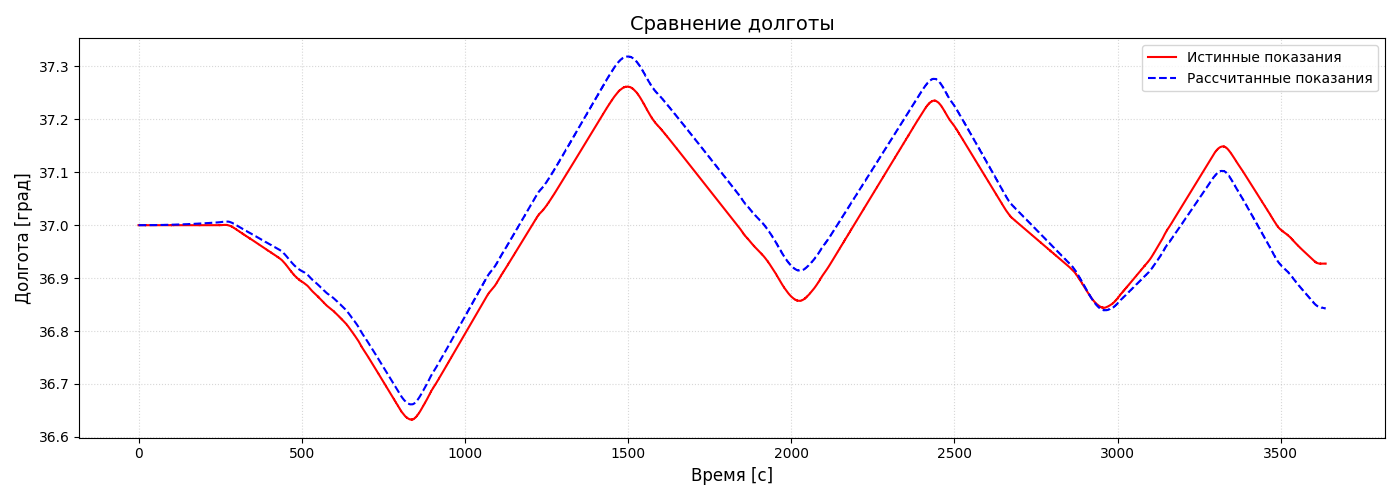
– ошибка неортогональности осей.

**Моделирование ошибок БЧЭ400**

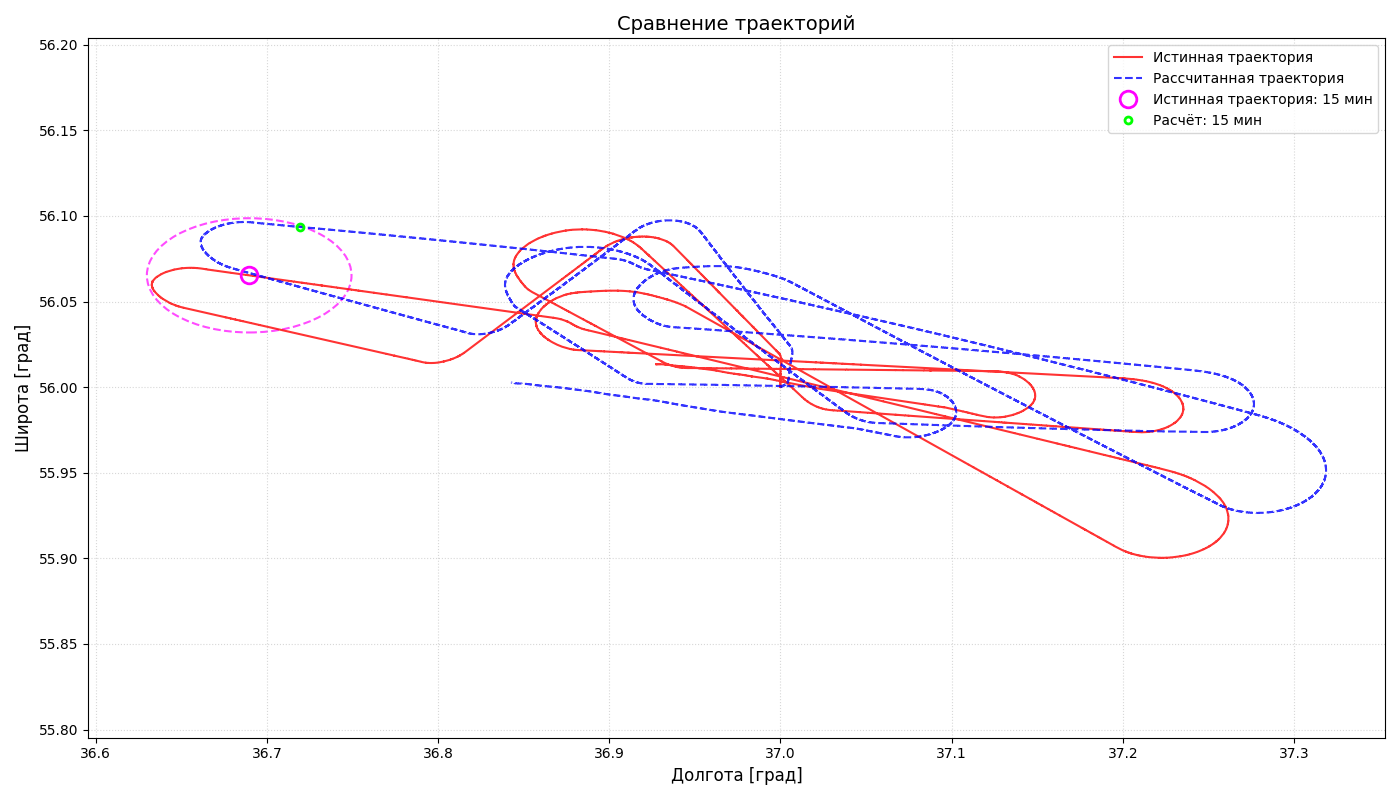
1. Сравнение рассчитанной широты с истинной



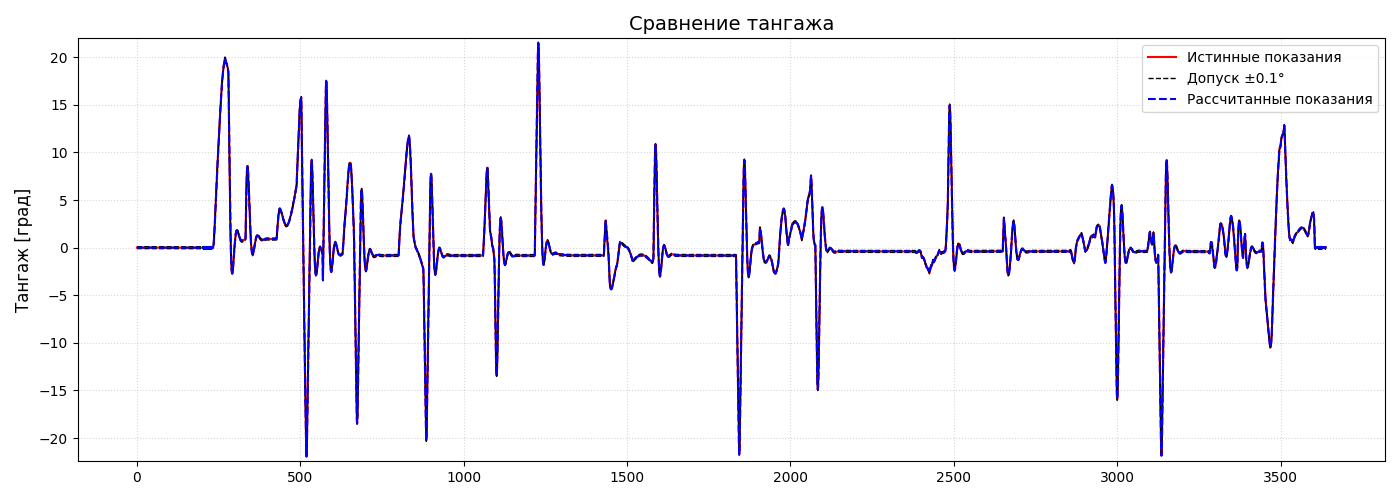
1. Сравнение рассчитанной долготы с истинной



1. Сравнение рассчитанной траектории с истинной



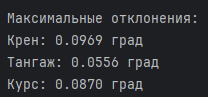
Согласно требованиям технического задания точность прибора по координатам не должна превышать 2 морские мили за первые 15 минут работы. Для этого на 3) график были нанесены две точки, которые соответствуют положению объекта спустя 15 минут от начала работы алгоритма, а также отображен эллипс, соответствующий радиусу в 2 морские мили. Как видно из полученного графика, работа алгоритма не нарушает заявленные требования.

1. Графики углов ориентации: крена, тангажа и курса

**

Масштаб графиков не позволяет корректно отобразить рассчитанные значения углов ориентации в границах, которые заявлены в техническом задании. Для проверки работы алгоритма была добавлена функция расчета максимального отклонения для каждого параметра:

По итогам работы добавленной функции в ПО были получены следующие результаты:



Следовательно, алгоритм не нарушает требований, заявленных в техническом задании.

1. Российские чувствительные элементы ОИУС200 и АК-6

В качестве второго варианта были рассмотрены российские чувствительные элементы, которые не входят в готовый блок чувствительных элементов.

1. **Одноосный волоконно-оптический гироскоп ОИУС200**

Волоконно-оптические гироскопы (ВОГ) — это прецизионные устройства для измерения угловой скорости, основанные на эффекте Саньяка. Они отличаются высокой стабильностью, долговечностью и минимальными погрешностями даже в экстремальных условиях эксплуатации. Ключевыми преимуществами ВОГ являются отсутствие подвижных частей, устойчивость к вибрациям, электромагнитным помехам, а также экономическая эффективность при серийном выпуске. Принцип их работы основан на анализе интерференции двух световых пучков, распространяющихся в противоположных направлениях по оптическому волокну: при вращении системы возникает разность фаз, пропорциональная угловой скорости. Благодаря сочетанию точности и надежности ВОГ широко применяются в аэрокосмической отрасли, морской навигации, автономных транспортных системах и геофизических исследованиях.



Рис 1.8. ОИУС200

**Таблица: Технические характеристики прибора**

| **Параметр** | **Значение** |
| --- | --- |
| **Гироскоп** |  |
| Диапазон измеряемой угловой скорости | ±550 °/с |
| Случайная составляющая дрейфа нулевого сигнала (постоянная температура, 100 сек-осреднение, 1σ) | ≤0,2 °/час |
| Случайная составляющая дрейфа (вариация Аллана) | ≤0,01 °/час |
| Случайная составляющая дрейфа при изменении температуры (-40°C до +60°C, 100 сек-осреднение, 1σ) | ≤0,7 °/час |
| Погрешность масштабного коэффициента | ≤0,03 % |
| Полоса пропускания | ≥100 Гц (до 2 кГц) |
| Спектральная плотность мощности шума (вариация Аллана) | ≤0,015 °/√час |
| **Физические и электрические параметры** |  |
| Напряжение питания | 5±0,25 В (DC) |
| Потребляемая мощность | ≤6 Вт |
| Масса | 0,2 кг |
| Габаритные размеры | Ø70×28 мм |
| Рабочий температурный диапазон | -40°C ~ +60°C |
| Выходной сигнал | RS-485 |

1. **Кварцевый акселерометр АК-6**

Кварцевый маятниковый акселерометр (КМА) – это микроакселерометр компенсационного (ёмкостного) типа с чувствительным элементом, выполненным из кварца. В отличие от традиционного жидкостного акселерометра с плавающим металлическим маятником, кварцевый акселерометр обладает более высокой точностью и помехозащищённостью, а также большим диапазоном измерений, имея при этом компактные массогабаритные характеристики. Кроме того, кварц отличается хорошими показателями гибкости при высокой степени износостойкости. Всё это делает кварцевые акселерометры незаменимыми в сфере высокоточной инерциальной навигации, где они служат для измерения угловых ускорений.



Рис 1.9. Кварцевый акселерометр АК-6

**Таблица: Технические характеристики прибора**

| **Параметр** | **Значение** |
| --- | --- |
| **Температура окружающей среды** |  |
| - Предельная, °С | от -60 до 85 |
| - Рабочая, °С | от -60 до 70 |
| Напряжение питания, В | ±15±0.75 |
| **Диапазон измеряемых ускорений** | ±10 g |
| Температурный коэффициент, мВ/°С | 1.7 – 2.3 |
| **Дрейф** |  |
| В течение гарантийного ресурса | ±60×10⁻⁶ g |
| Нулевого сигнала (за 10 часов при температуре контроля) | ±30×10⁻⁶ g |
| **Погрешность базы** | ±30.0×10⁻⁴g |
| Погрешность масштабного коэффициента | ≤0,03 % |
| При измерении +1 g (частота пульсаций ≥50 кГц), мВ | ≤160 |
| **Время готовности** | ≤45×10⁻⁶ с |
| Температурный коэффициент смещения нулевого сигнала, g/°C | ≤±200×10⁻⁶ |
| Погрешности базы, g/°C | ≤±16×10⁻⁶ |
| **Масса изделия** | ≤0.05 кг |

Таким образом получаем:

*–* дрейф нулевого сигнала ДУСов,

*–* дрейф нулевого сигнала акселерометров,

– ошибка масштабного коэффициента ДУСов,

– ошибка масштабного коэффициента акселерометров,

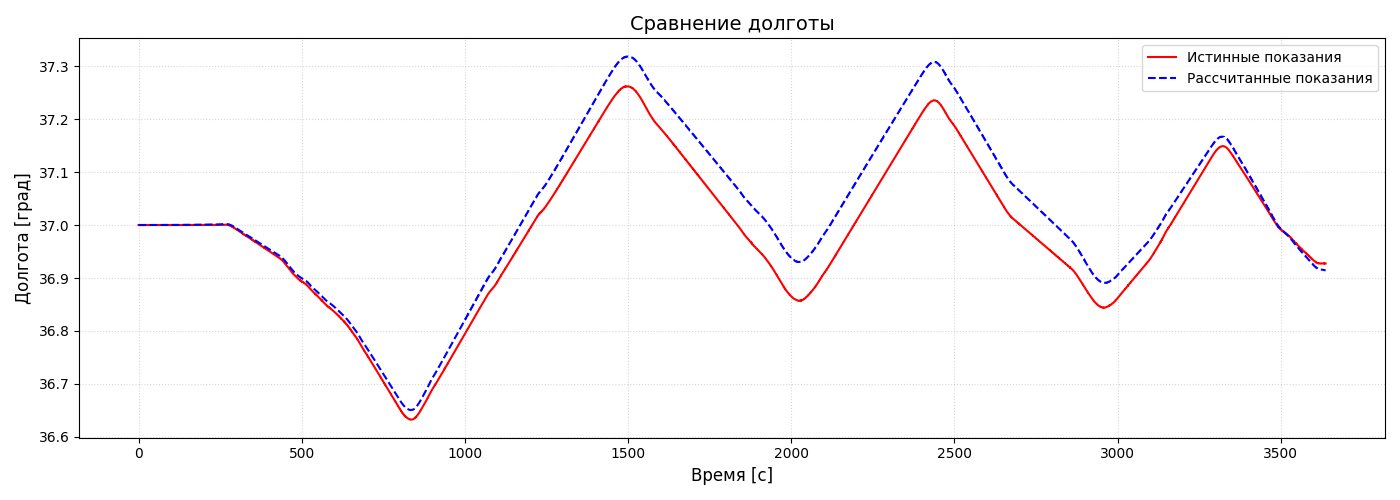
– ошибка неортогональности осей.

**Моделирование ошибок ОИУС200 и АК-6**

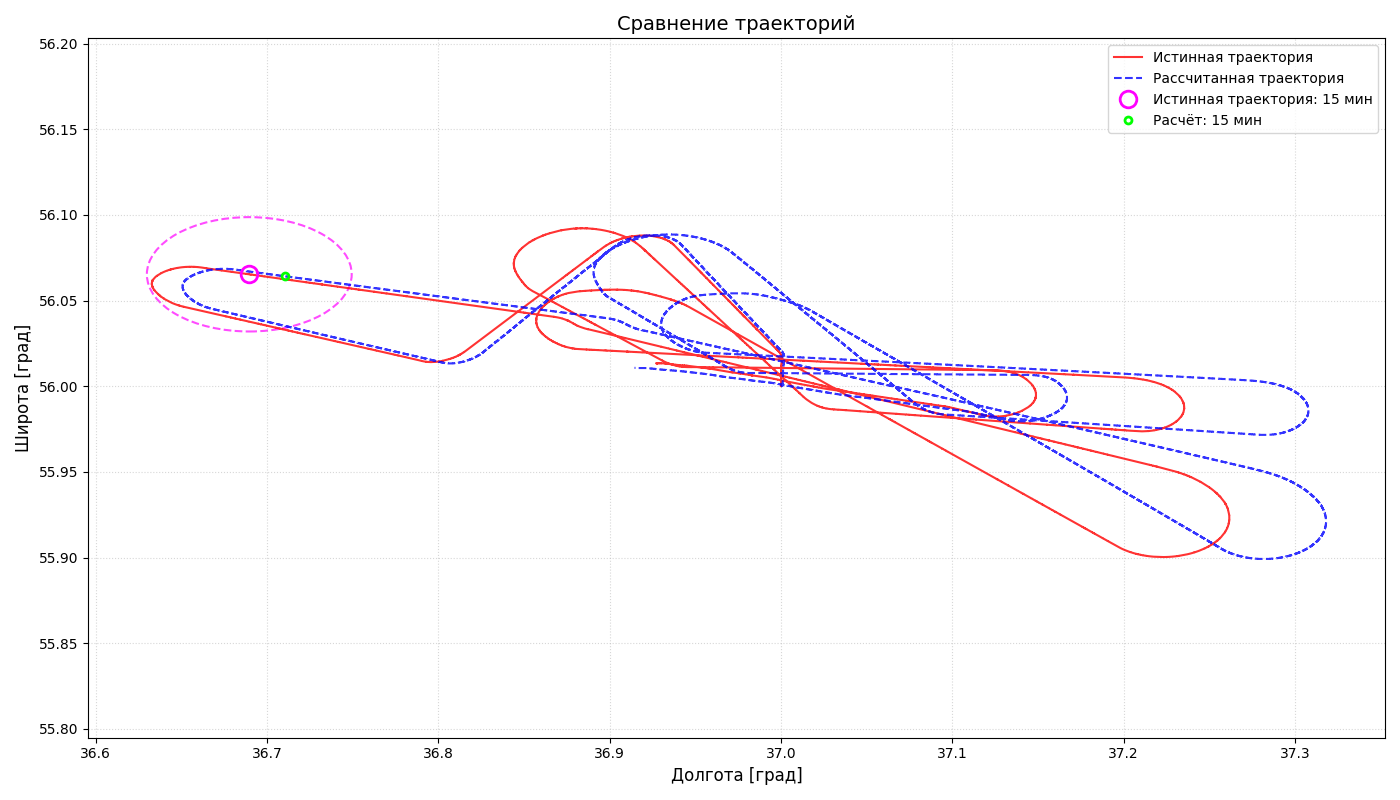
1. Сравнение рассчитанной широты с истинной



1. Сравнение рассчитанной долготы с истинной

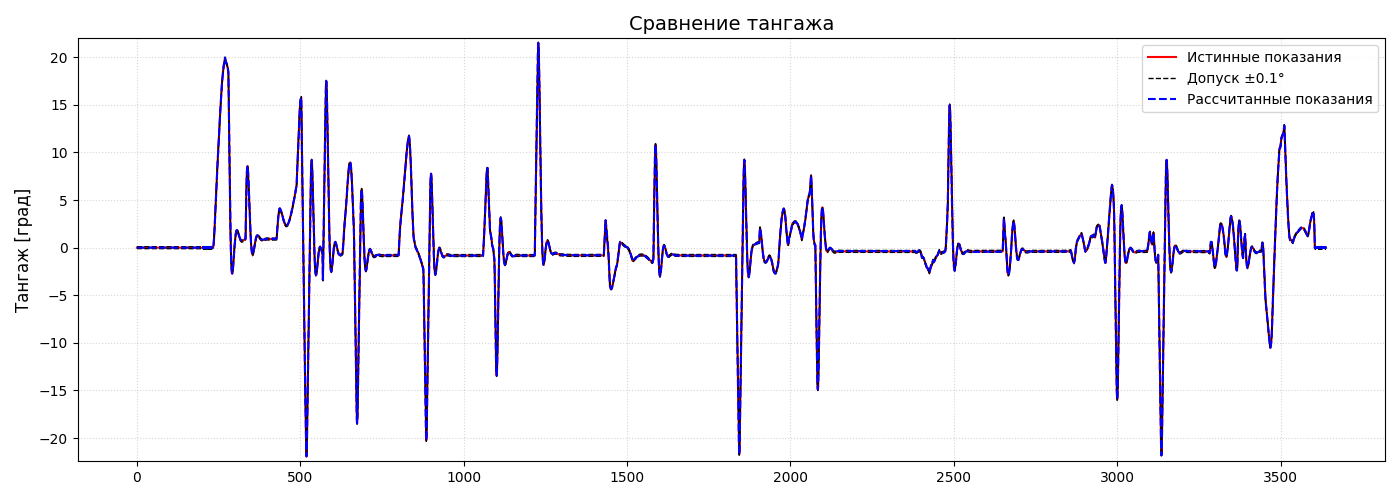


1. Сравнение рассчитанной траектории с истинной



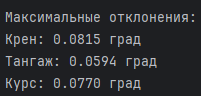
Согласно требованиям технического задания точность прибора по координатам не должна превышать 2 морские мили за первые 15 минут работы. Для этого на 3) график были нанесены две точки, которые соответствуют положению объекта спустя 15 минут от начала работы алгоритма, а также отображен эллипс, соответствующий радиусу в 2 морские мили. Как видно из полученного графика, работа алгоритма не нарушает заявленные требования.

1. Графики углов ориентации: крена, тангажа и курса

**

**

По итогам работы добавленной функции в ПО были получены следующие результаты:



Следовательно, алгоритм не нарушает требований, заявленных в техническом задании.

1. Импортные чувствительные элементы

В качестве третьего варианта были рассмотрены импортные чувствительные элементы, которые не входят в готовый блок чувствительных элементов.

1. **Одноосный волоконно-оптический гироскоп LC-AL-300A**



Рис. 1.10. ВОГ LC-AL-300A

**Таблица. Технические характеристики**

| **Параметр** | **Значение** |
| --- | --- |
| **Диапазон измерений,** °/с | от -450 до 450 |
| **Стабильность и повторяемость нулевого смещения,** °/ч | ≤ 0,1 |
| **Коэффициент случайного блуждания,** °/√Гц | ≤ 0,01 |
| **Нелинейность, асимметричность и повторяемость масштабного коэффициента,** млн⁻¹ | ≤ 200 |
| **Полоса частот,** Гц | ≥ 100 |
| **Время пуска,** с | ≤ 1 |
| **Рабочее напряжение,** В | 5 |
| **Потребляемая мощность,** Вт | ≤ 5 |
| **Габаритные размеры,** мм | ⌀ 70 × h 32 |
| **Масса,** г | 220 |
| **Интерфейс вывода данных** | RS 422 |
| **Диапазон рабочих температур,** °С | от -40 до +65 |
| **Температура хранения,** °С | от -45 до +85 |
| **Соединительный разъём** | J30J-15TJL |

1. **Кварцевый акселерометр Q-FLEX QA-3000-030**



Рис. 1.11. Кварцевый акселерометр Q-FLEX QA-3000-030

**Таблица. Технические характеристики**

| **Параметр** | **Значение** |
| --- | --- |
| Диапазон входного сигнала | ±60 g |
| Смещение нуля | <4 м g |
| Повторяемость (годовая) | <40 мк g |
| Масштабный коэффициент | 1.20 – 1.46 мА/g |
| Повторяемость (годовая) | <80 ppm |
| Температурная чувствительность | <120 ppm/°C |
| Осевое рассогласование | <1000 мк рад |
| Повторяемость (годовая) | <70 мк рад |
| Рабочий температурный диапазон | -28 до +78 °C |
| Ударная нагрузка | 100 g |
| Полоса пропускания | >300 Гц |
| Входное напряжение | ±13 – ±28 В пост. тока |
| Масса | 71 ±4 г |

Таким образом получаем:

*–* дрейф нулевого сигнала ДУСов,

*–* дрейф нулевого сигнала акселерометров,

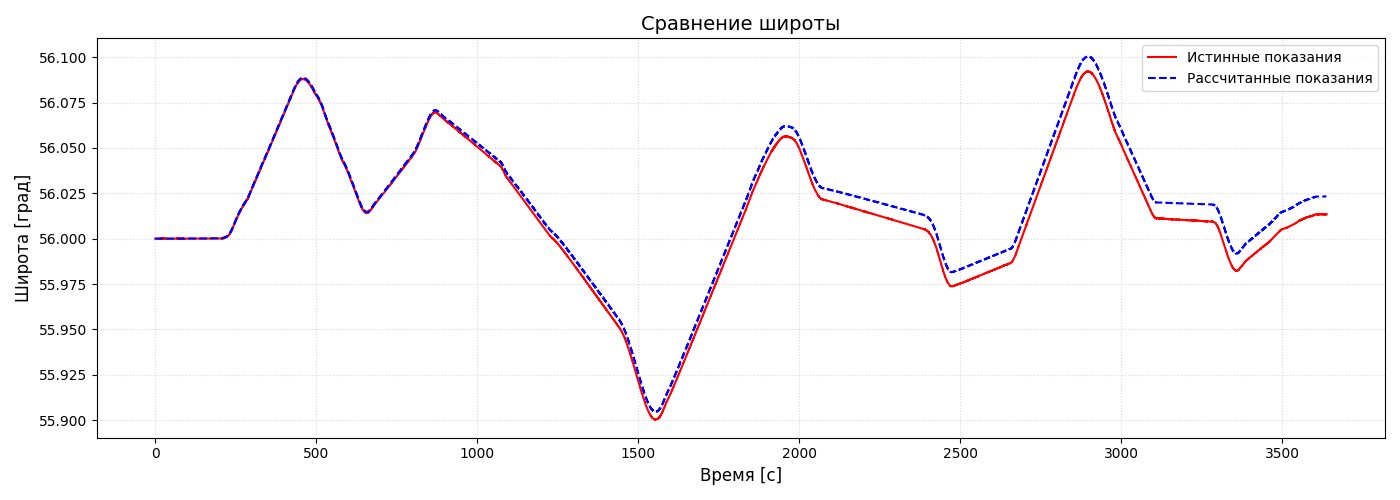
– ошибка масштабного коэффициента ДУСов,

– ошибка масштабного коэффициента акселерометров,

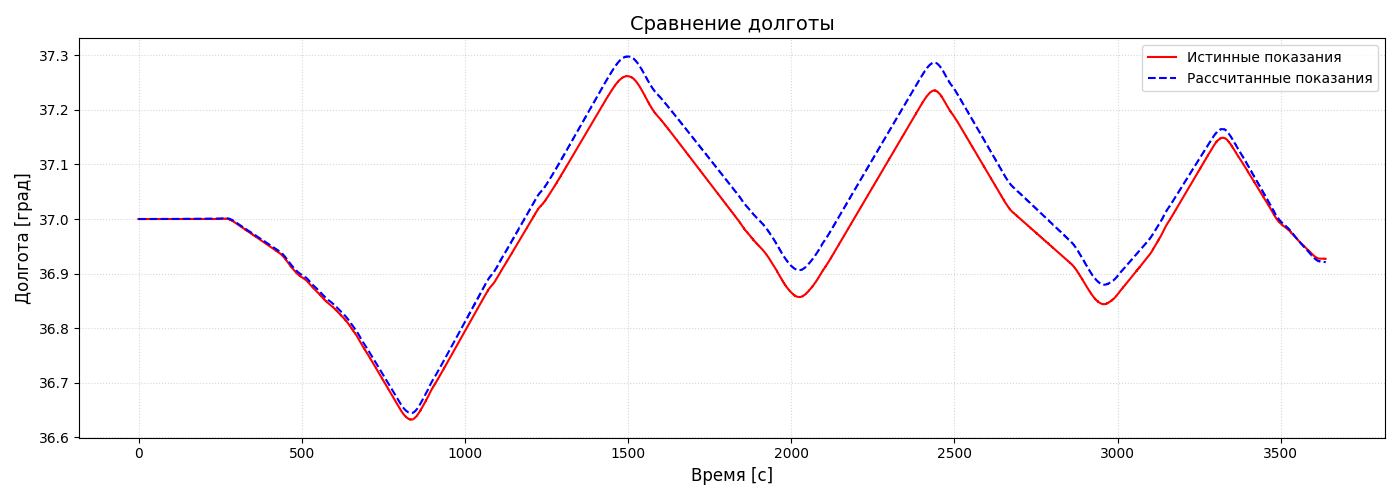
– ошибка неортогональности осей.

**Моделирование ошибок LC-AL-300A и Q-FLEX QA-3000**

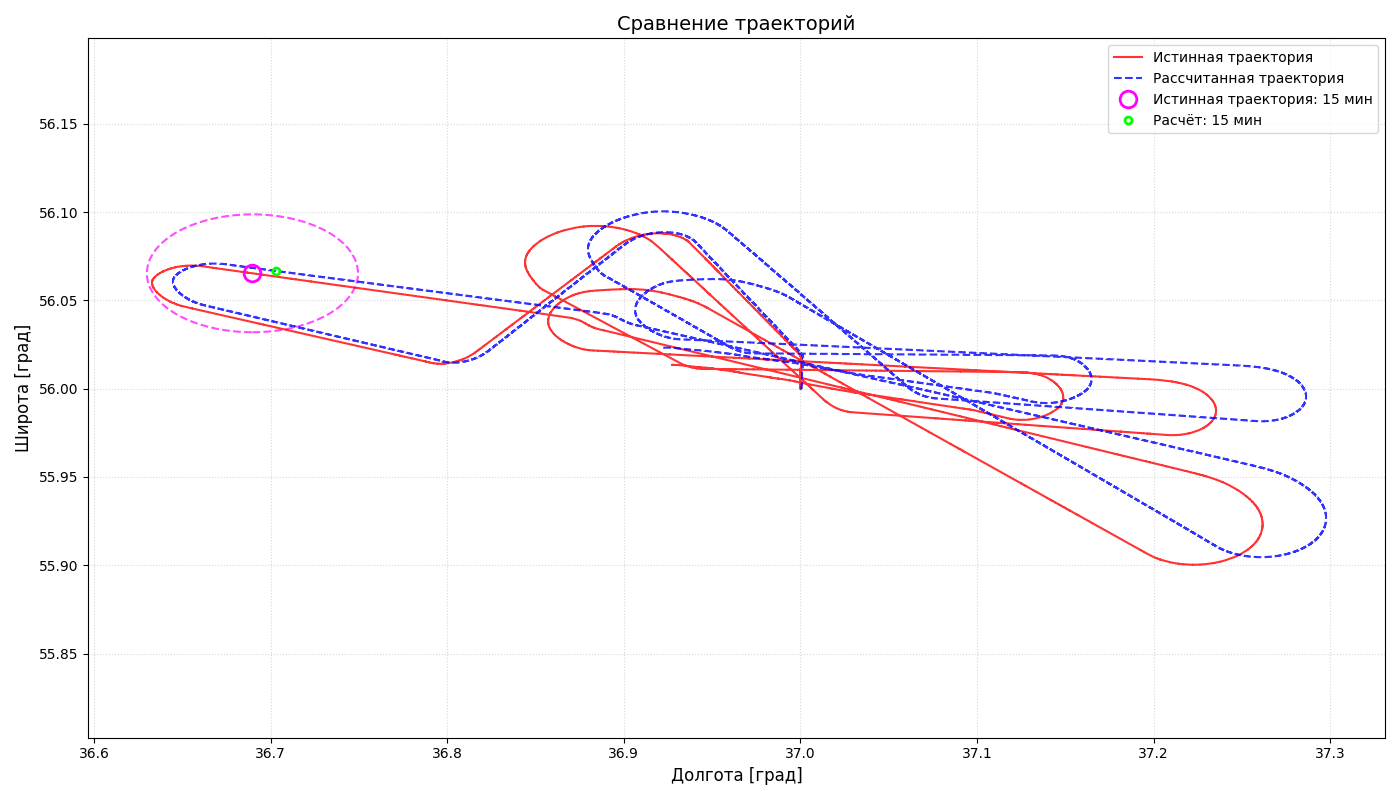
1. Сравнение рассчитанной широты с истинной

**

1. Сравнение рассчитанной долготы с истинной

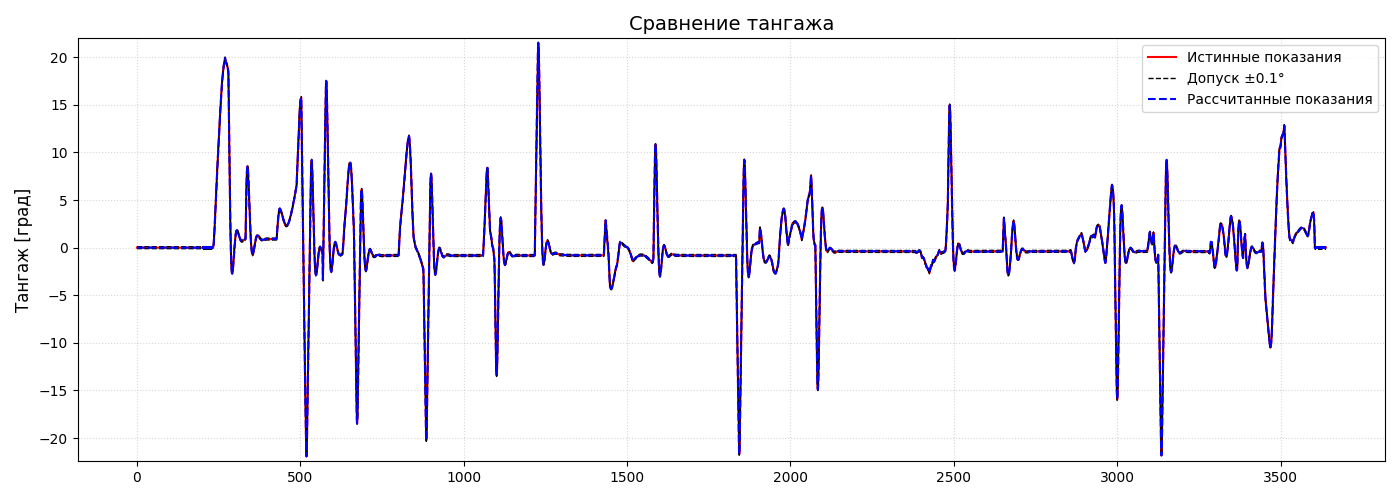


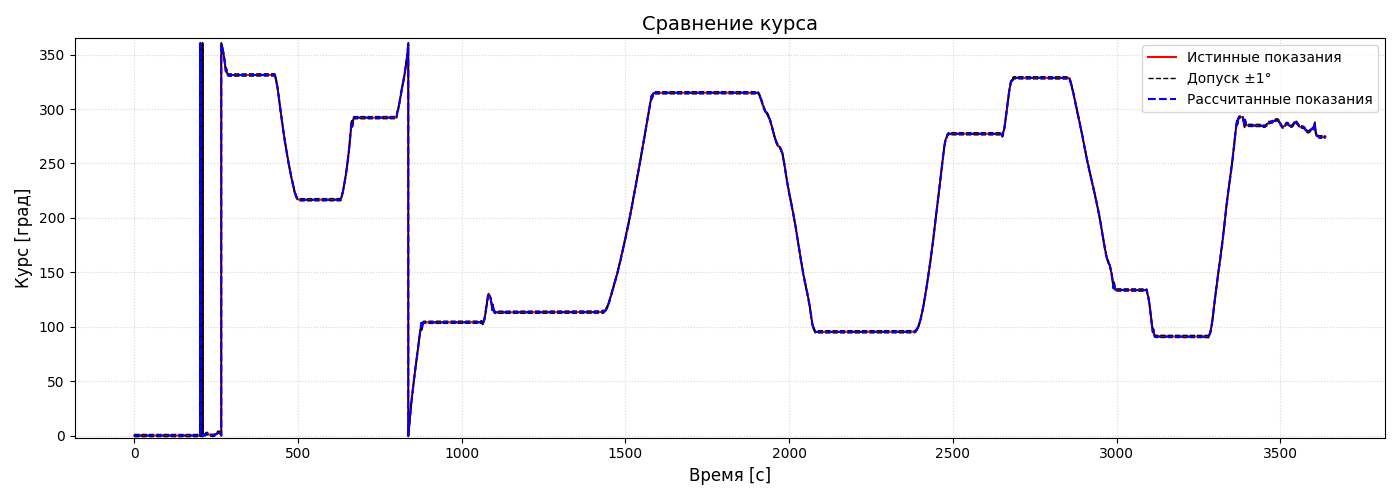
1. Сравнение рассчитанной траектории с истинной



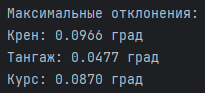
Согласно требованиям технического задания точность прибора по координатам не должна превышать 2 морские мили за первые 15 минут работы. Для этого на 3) график были нанесены две точки, которые соответствуют положению объекта спустя 15 минут от начала работы алгоритма, а также отображен эллипс, соответствующий радиусу в 2 морские мили. Как видно из полученного графика, работа алгоритма не нарушает заявленные требования.

1. Графики углов ориентации: крена, тангажа и курса

**

**

По итогам работы добавленной функции в ПО были получены следующие результаты:



Следовательно, алгоритм не нарушает требований, заявленных в техническом задании.

Вывод

В рамках выполнения курсовой работы было разработано специализированное программное обеспечение, предназначенное для комплексной оценки погрешностей на выходе бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС), возникающих из-за стационарных ошибок чувствительных элементов — акселерометров и датчиков угловой скорости (ДУС).

В ходе курсовой работы проведен детальный анализ ключевых источников инструментальных погрешностей, включая:

1. Смещение нуля датчиков,
2. Погрешности масштабного коэффициента,
3. Неортогональность осей чувствительности.

Ключевым этапом работы стал подбор чувствительных элементов, удовлетворяющих требованиям технического задания.

Практическая значимость работы заключается в создании ПО, которое может быть использована на этапе проектирования БИНС для предварительной оценки качества навигационных решений и обоснованного выбора компонентной базы.