|  |  |
| --- | --- |
| Gerb-BMSTU_01 | **Министерство науки и высшего образования Российской Федерации**  **Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение**  **высшего образования**  **«Московский государственный технический университет**  **имени Н.Э. Баумана**  **(национальный исследовательский университет)»**  **(МГТУ им. Н.Э. Баумана)** |

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| ФАКУЛЬТЕТ | | Приборостроительный |
|  | |  |
| КАФЕДРА | ИУ 11 | |
|  |  | |

**РАСЧЕТНО-ПОЯСНИТЕЛЬНАЯ ЗАПИСКА**

***К КУРСОВОМУ ПРОЕКТУ***

***НА ТЕМУ:***

|  |
| --- |
| *Моделирование ошибок бесплатформенной* |
| *курсовертикали* |
|  |
|  |
|  |

|  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| Студент | ПС4-102 |  |  |  | *З.А. Алейников* |
|  | (Группа) |  | (Подпись, дата) |  | (И.О. Фамилия) |
| Руководитель курсового проекта | | | (Подпись, дата) |  | *Д.Б. Пазычев* |
| (И.О. Фамилия) |

Министерство общего и профессионального Образования Российской Федерации

Московский Ордена Ленина, ордена Октябрьской Революции и ордена Трудового Красного Знамени

ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ им. Н.Э. Баумана.

Факультет ПС Кафедра ПС-4

ТЕХНИЧЕСКОЕ ЗАДАНИЕ

на курсовой проект

Студент *Алейников З. А.*

( фамилия, инициалы )

Руководитель *Пазычев Д. Б.*

( фамилия, инициалы )

Группа

*ПС 4-102*

Дата выдачи задания\_*17.02.2025* Дата защиты

1. ТЕМА ПРОЕКТА

*Моделирование ошибок бесплатформенной курсовертикали\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_*

1. ЦЕЛЬ ПРОЕКТА
   1. *Разработать математическую модель ошибок бесплатформенной курсовертикали*
   2. *Осуществить моделирование ошибок бесплатформенной курсовертикали*
   3. *Осуществить выбор датчиков первичной информации для использования в бесплатформенной курсовертикали*
2. ТОЧНОСТНЫЕ ПАРАМЕТРЫ ПРИБОРА, КОТОРЫЕ ДОЛЖНЫ БЫТЬ ОБЕСПЕЧЕНЫ В РЕЗУЛЬТАТЕ МОДЕЛИРОВАНИЯ

*Доверительный интервал представленных величин:* ***2 σ (95%)***

Автономный режим

*Допустимая погрешность определения крена и тангажа:* ***0.1 °;***

*Допустимая погрешность определения курса:* ***1.0 ° + 0.1 \* t;***

*Допустимая погрешность определения координат:* ***2NM / 15 мин***

Корректируемый режим

*Допустимая погрешность определения скорости:* ***0.2 м/с;***

*Допустимая погрешность определения координат:* ***30 м;***

1. ПАРАМЕТРЫ ДВИЖЕНИЯ ОБЪЕКТА, НА КОТОРОМ УСТАНОВЛЕН  
   ПРИБОР

*Линейная скорость до 700 км/час; линейное ускорение до ±5g по всем осям; угловая скорость до ±100* °*/с по всем осям; диапазон изменений угла крена: ±90*°*, диапазон изменений угла тангажа: ±90*°, *диапазон изменений угла курса: 0…360*°*;*

1. ОБЪЁМ ГРАФИЧЕСКОЙ ЧАСТИ

***4*** *листа формата* ***А1****:*

*- кинематическая схема курсовертикали –* ***1***  ***лист****,*

*- схема алгоритма курсовертикали –* ***1 лист***

*- моделирование ошибок курсовертикали –* ***2 листа***

1. СОДЕРЖАНИЕ ПОЯСНИТЕЛЬНОЙ ЗАПИСКИ

***30*** *страниц формата* ***А4****: Введение. Алгоритм бесплатформенной курсовертикали. Анализ погрешностей бесплатформенной курсовертикали. Моделирование ошибок бесплатформенной курсовертикали. Выбор Ч.Э. Заключение о соответствии техническому заданию.*

1. РЕКОМЕНДУЕМАЯ ЛИТЕРАТУРА

*Бромберг П. В. Теория инерциальных систем навигации. – М.: Наука, 1979. – 296 с. Salychev O. S. Applied Inertial Navigation: Problems and Solutions. – M.: BMSTU Press, 2004. – 304 p. Гироскопические системы: [Учеб.*

*для вузов по спец. «Гироскоп. приборы и системы»: В 3 ч.] / Под ред. Д. С.*

*Пельпора. – 2-е изд., перераб. и доп. – М. : Высш. шк.,*

*1988.*

ПОДПИСИ И ДАТЫ

Руководитель *Пазычев Д. Б.* Студент *Алейников З. А.*

Содержание

[Содержание 4](#_Toc197865751)

[Введение 6](#_Toc197865752)

[Основные теоретические сведения 6](#_Toc197865753)

[Специфика БИНС 6](#_Toc197865754)

[Географический трехгранник 7](#_Toc197865755)

[Алгоритм бесплатформенной курсовертикали 8](#_Toc197865756)

[Принцип работы бесплатформенной курсовертикали 8](#_Toc197865757)

[Основное уравнение навигации 12](#_Toc197865758)

[Анализ погрешностей бесплатформенной курсовертикали 14](#_Toc197865759)

[Моделирование «идеального» алгоритма БИНС 17](#_Toc197865760)

[Моделирование ошибок БИНС 20](#_Toc197865761)

[Подбор чувствительных элементов 22](#_Toc197865762)

[1. Блок чувствительных элементов БЧЭ1000 22](#_Toc197865763)

[2. Российские чувствительные элементы ОИУС501 и АК-6 28](#_Toc197865764)

[3. Импортные чувствительные элементы 35](#_Toc197865765)

[Вывод 41](#_Toc197865766)

[Используемая литература 42](#_Toc197865767)

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 определения географических координат 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.

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*.

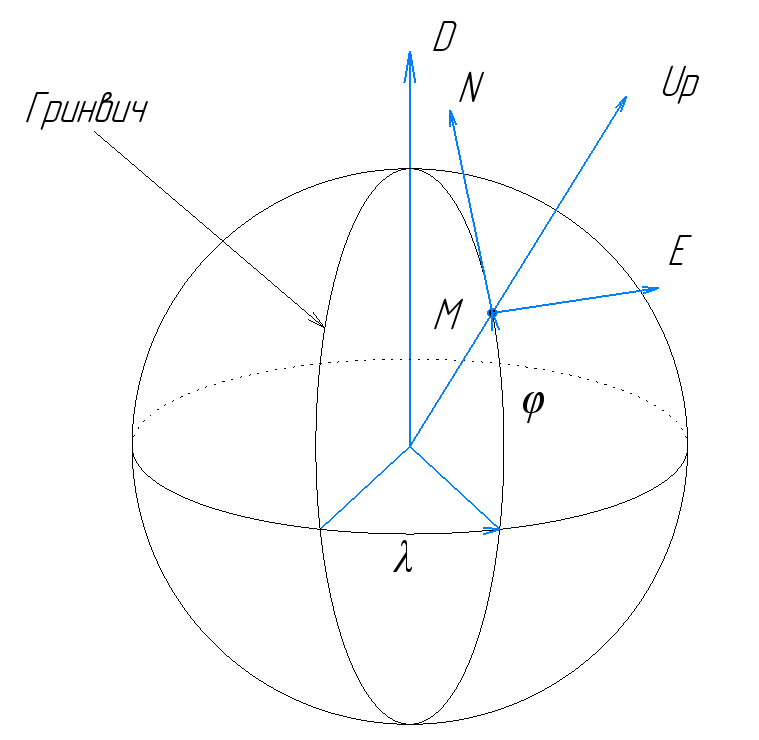


Рис. 1.1. Географический трехгранник

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 .

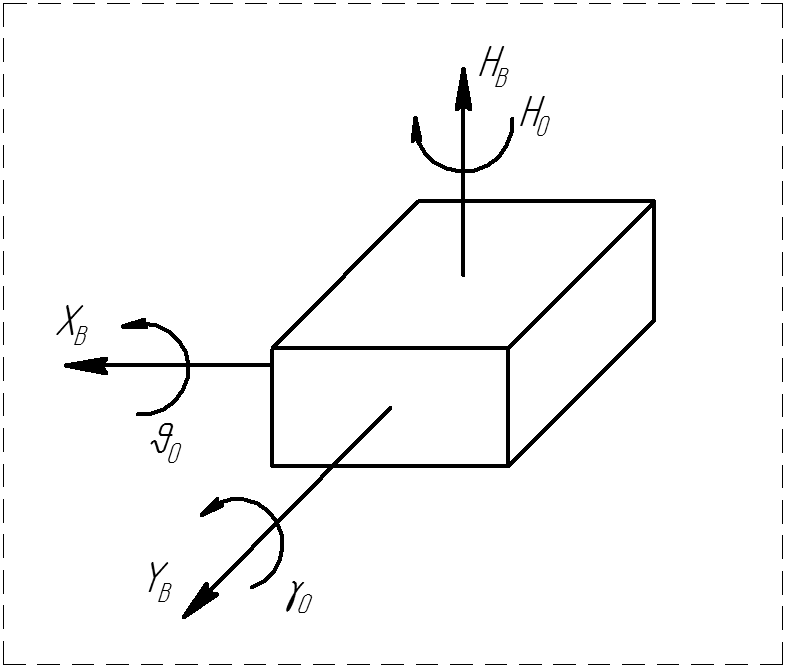


Рис. 1.2. Процедура выставки

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.

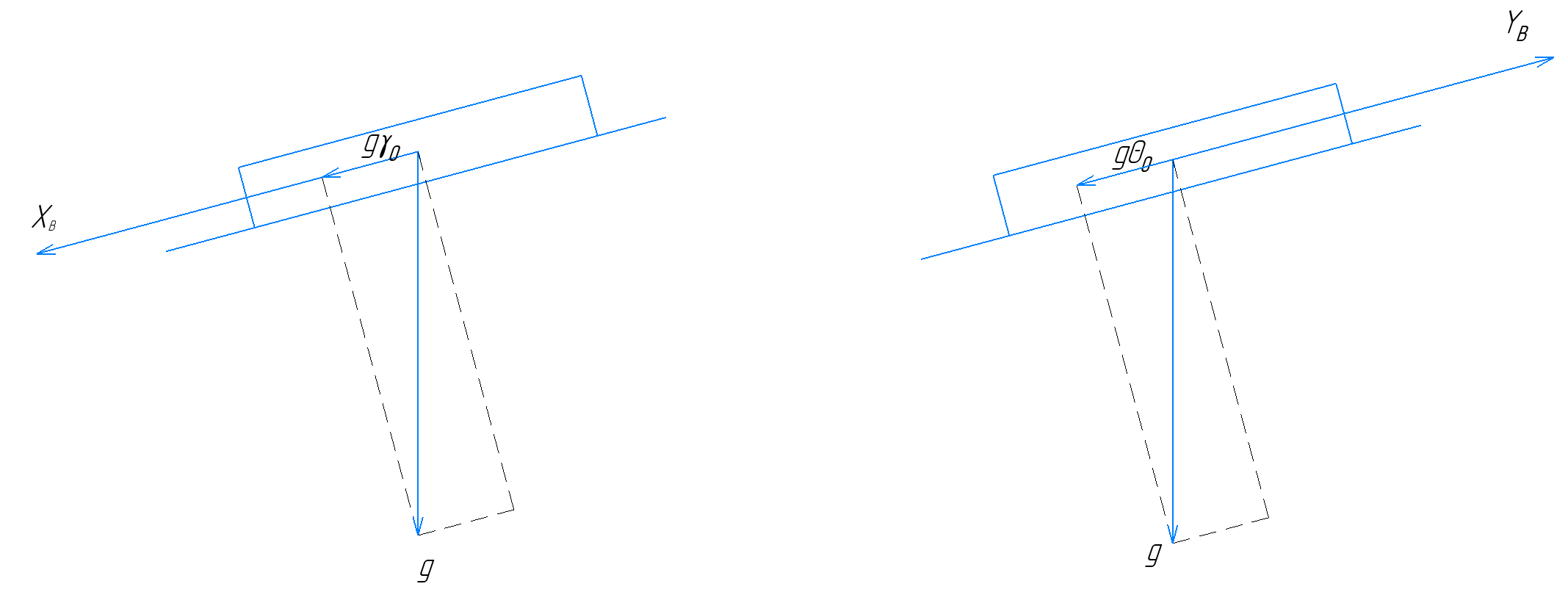


Рисунок 1.3. Выставка в горизонт

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).

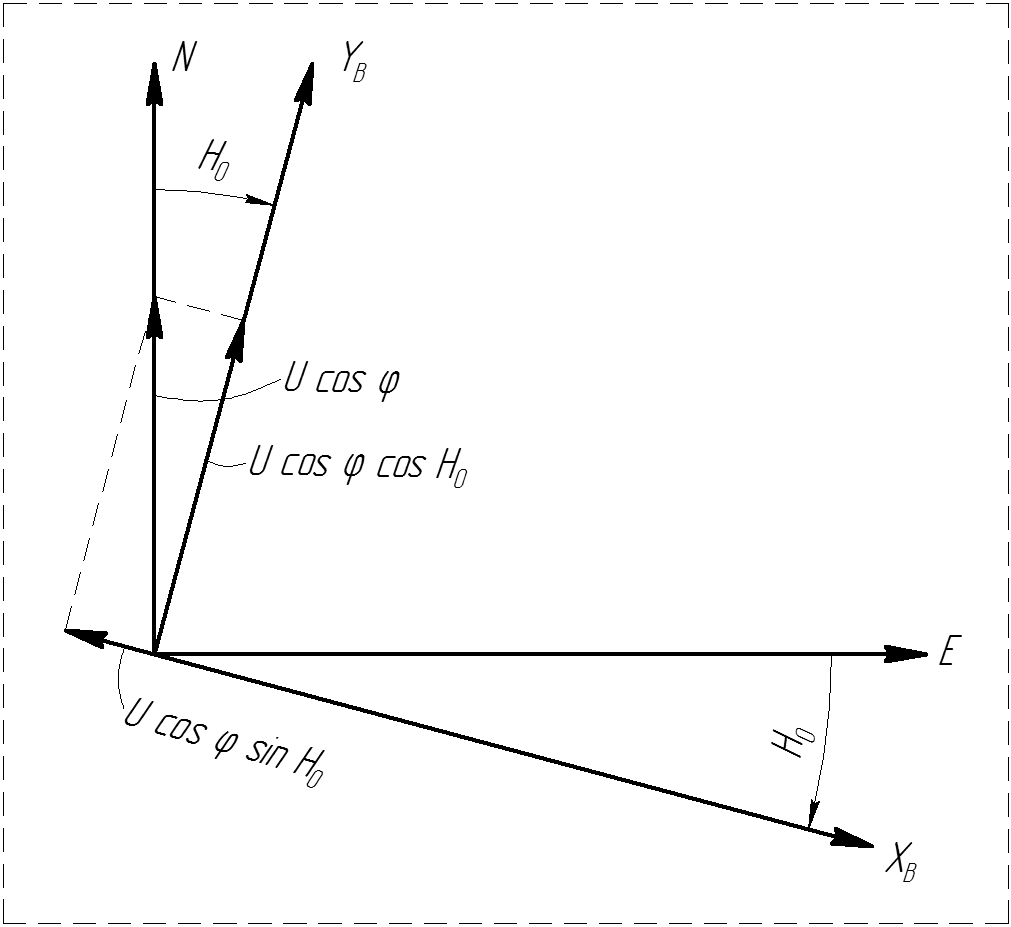


Рисунок 1.4. Выставка в азимут

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

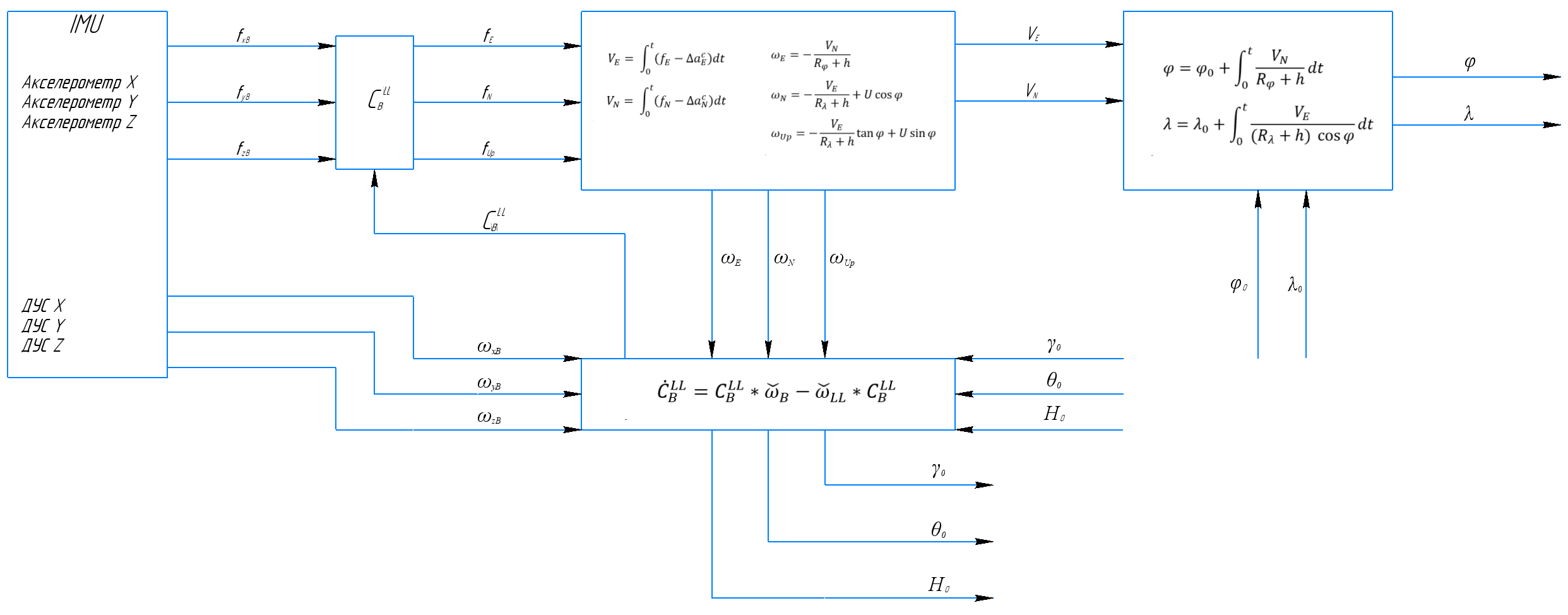


Рис. 1.5. Схема навигационного алгоритма БИНС

Реализация СК LL достигается за счет математического расчета матрицы направляющих косинусов между связанной СК и географическим трехгранником. Её 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 матрицу, 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 маломаневренный, 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 только стационарные ошибки.

Тогда получаем:

,

где индекс *SHL* присвоен Шулеровским составляющим соответствующих 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 в интегральной форме примет вид:

Моделирование «идеального» алгоритма БИНС

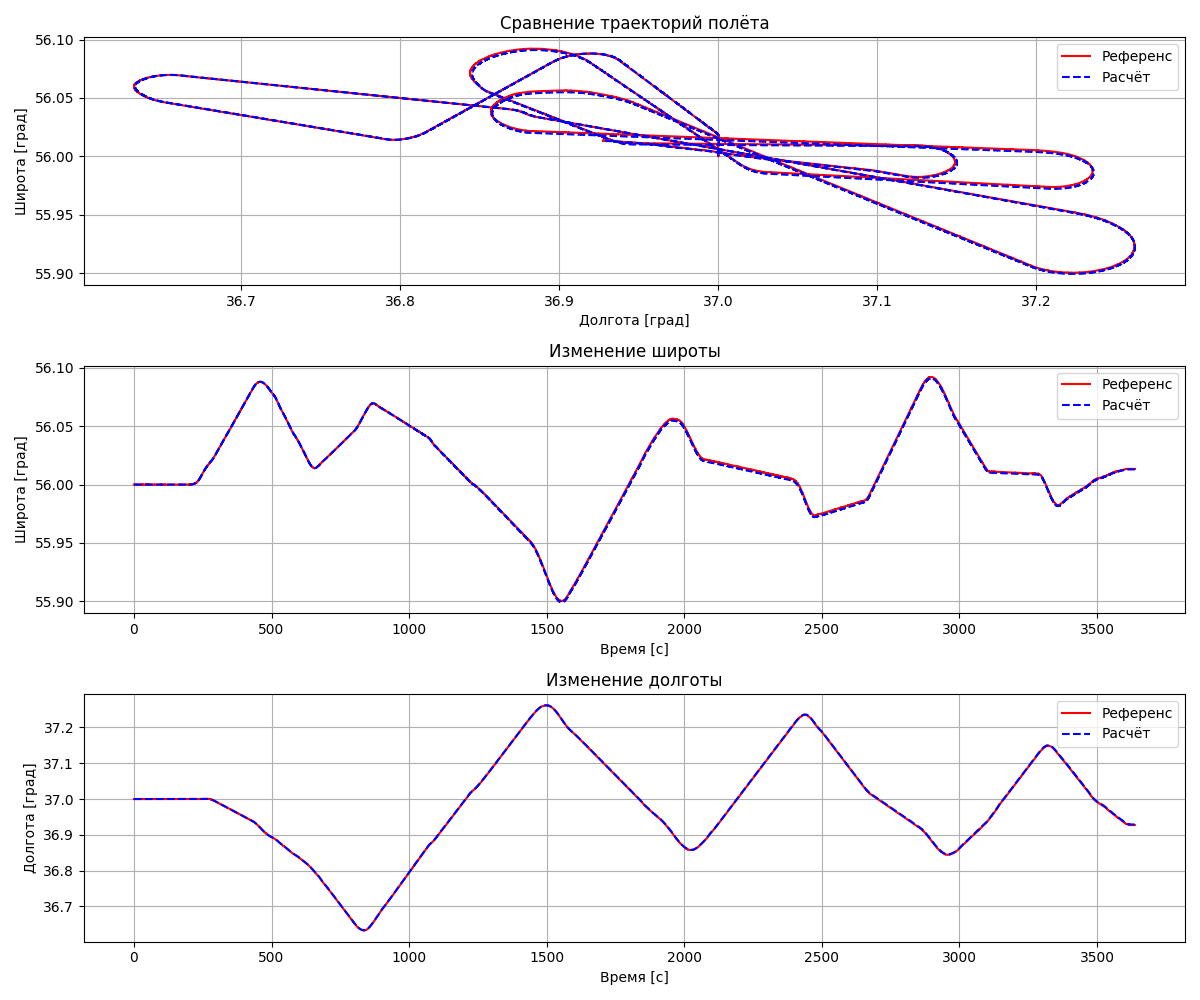
На вход разработанного ПО необходимо подать уже существующие показатели сигналов чувствительных элементов. Такие сигналы можно получить в результате работы специального ПО, которое по заданным аэродинамическим параметрам может рассчитать траекторию летательного аппарата.

Таким образом на данном этапе имеются два вида сигналов:

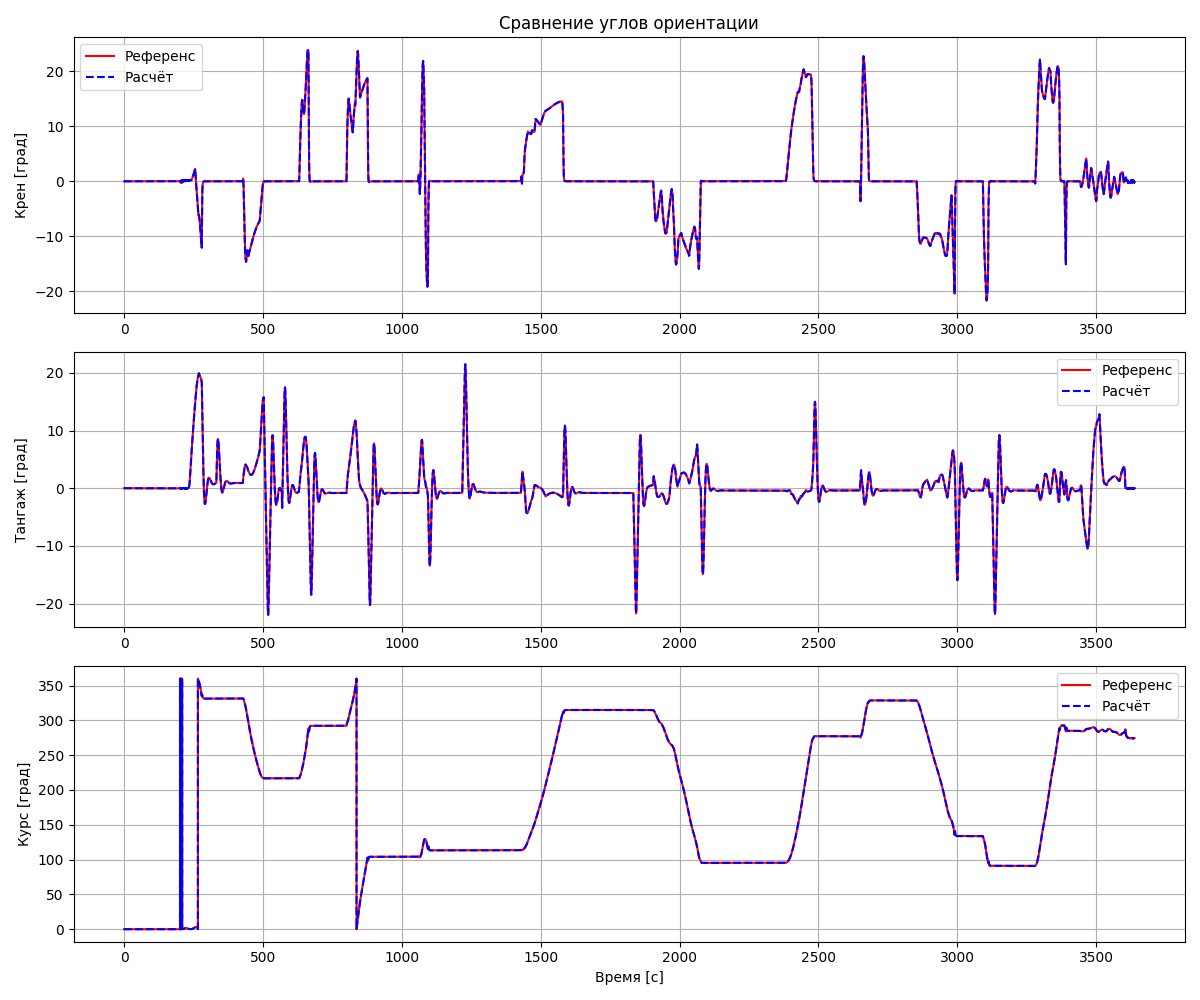
1. Считываемые алгоритмом;
2. Рассчитываемые алгоритмом.

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

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:

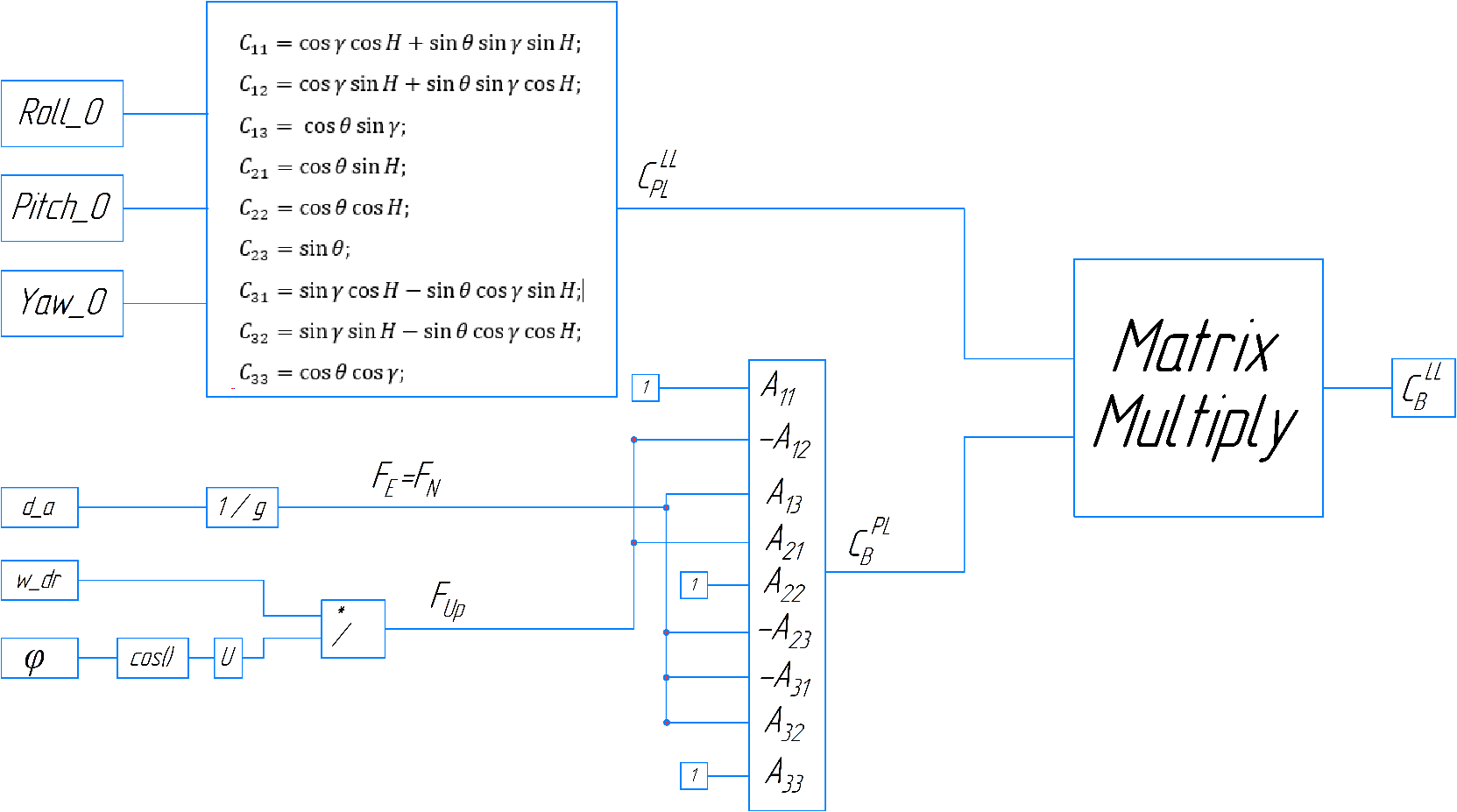


Рис. 1.6. Схематичное изображение процедуры выставки

Данная схема соответствует выражению:

,где

Подбор чувствительных элементов

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

* Доверительный интервал представленных величин: **2 σ (95%)**
* Допустимая погрешность определения крена и тангажа: **0.1 °;**
* Допустимая погрешность определения курса: **1.0 ° + 0.1 \* t;**
* Допустимая погрешность определения координат: **2NM / 15 мин**

Так как характеристики приборов представлены для доверительного интервала **1 σ**, то и в рамках курсового проекта перейдем к данному доверительному интервалу:

* Доверительный интервал представленных величин: **1 σ (68%)**
* Допустимая погрешность определения крена и тангажа: **0.05 °;**
* Допустимая погрешность определения курса: **0.5 ° + 0.05 \* t;**
* Допустимая погрешность определения координат: **1NM / 15 мин**

1. Блок чувствительных элементов БЧЭ1000

В качестве первого варианта был выбран уже собранный блок чувствительных элементов БЧЭ1000.

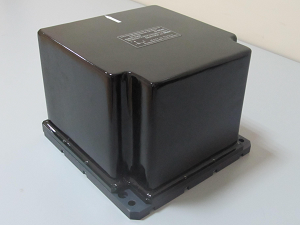
 

Рис. 1.7. Блок чувствительных элементов БЧЭ1000

Данный блок чувствительных элементов обладает следующими характеристиками:

**Таблица 1. Гироскопы**

| **Параметр** | **Значение** |
| --- | --- |
| Диапазон измеряемой угловой скорости, °/с | ±550 |
| Дрейф нулевого сигнала (фиксированная температура, 100c-осреднение, 1σ), °/час | ≤0,005 |
| Дрейф нулевого сигнала (вариация Аллана), °/час | ≤0,001 |
| Погрешность масштабного коэффициента (в диапазоне температур, 1σ), % | ≤0,01 |
| Спектральная плотность мощности шума (вариация Аллана), °/√час | ≤0,0007 |
| Полоса пропускания, Гц | ≥100 (до 2 кГц) |

**Таблица 2. Акселерометры**

| **Параметр** | **Значение** |
| --- | --- |
| Диапазон измеряемого ускорения, g | ±10 - ±40 |
| Нестабильность нулевого сигнала, мg | ≤0,3 |
| Спектральная плотность мощности шума (вариация Аллана), мкg/√Гц | ≤15 |
| Погрешность масштабного коэффициента, % | ≤0,01 |

**Таблица 3. Физические характеристики**

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

Таким образом:

*–* дрейф нулевого сигнала ДУСов,

*–* дрейф нулевого сигнала акселерометров,

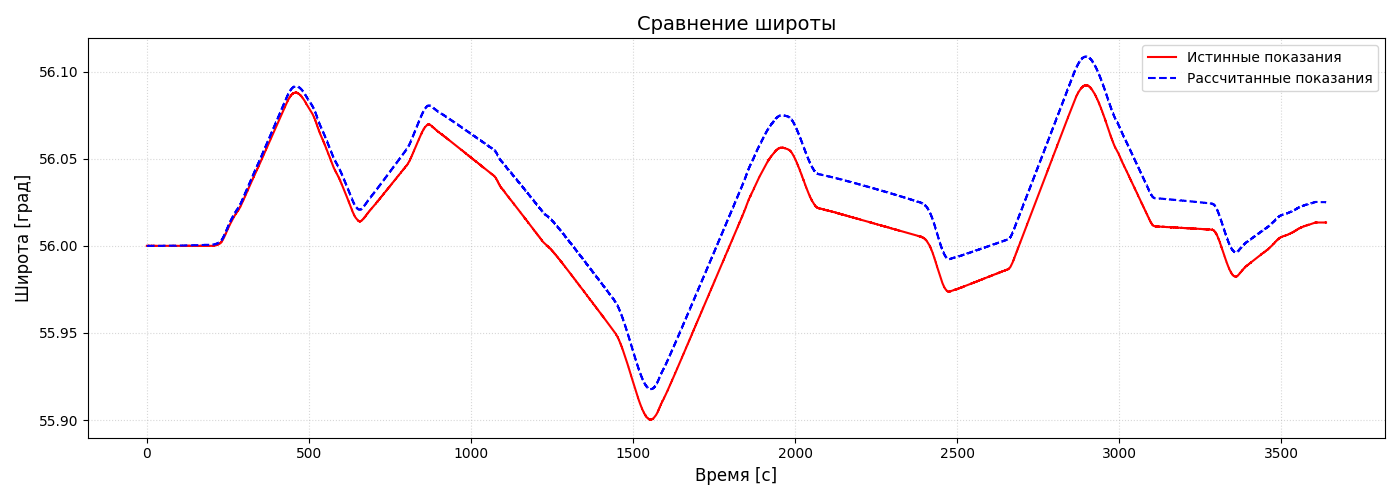
– ошибка масштабного коэффициента ДУСов,

– ошибка масштабного коэффициента акселерометров,

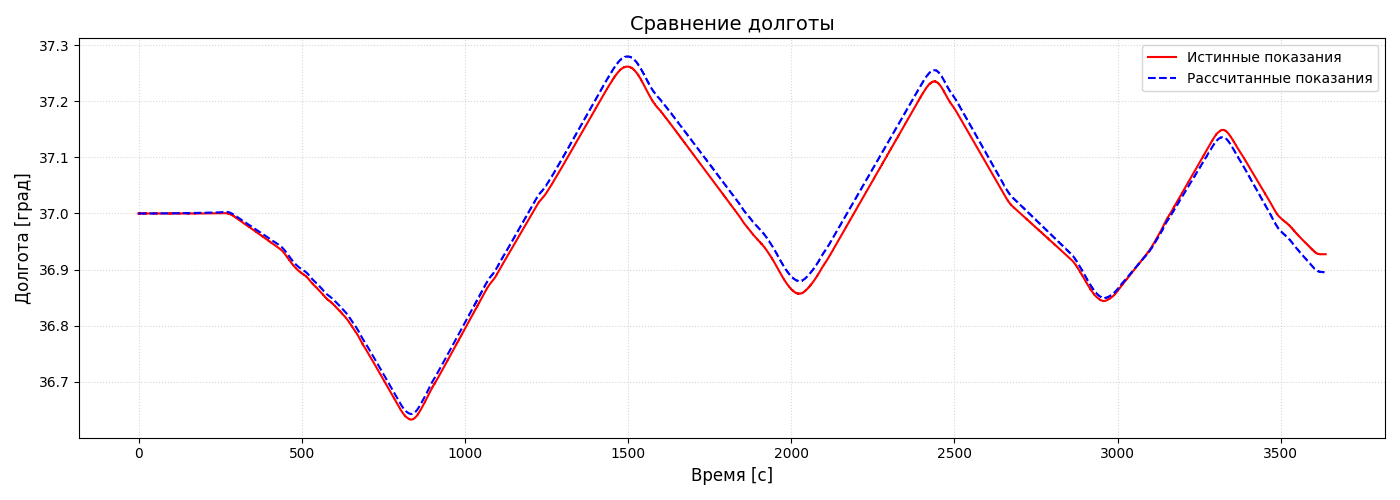
– ошибка неортогональности осей.

**Моделирование ошибок БЧЭ1000**

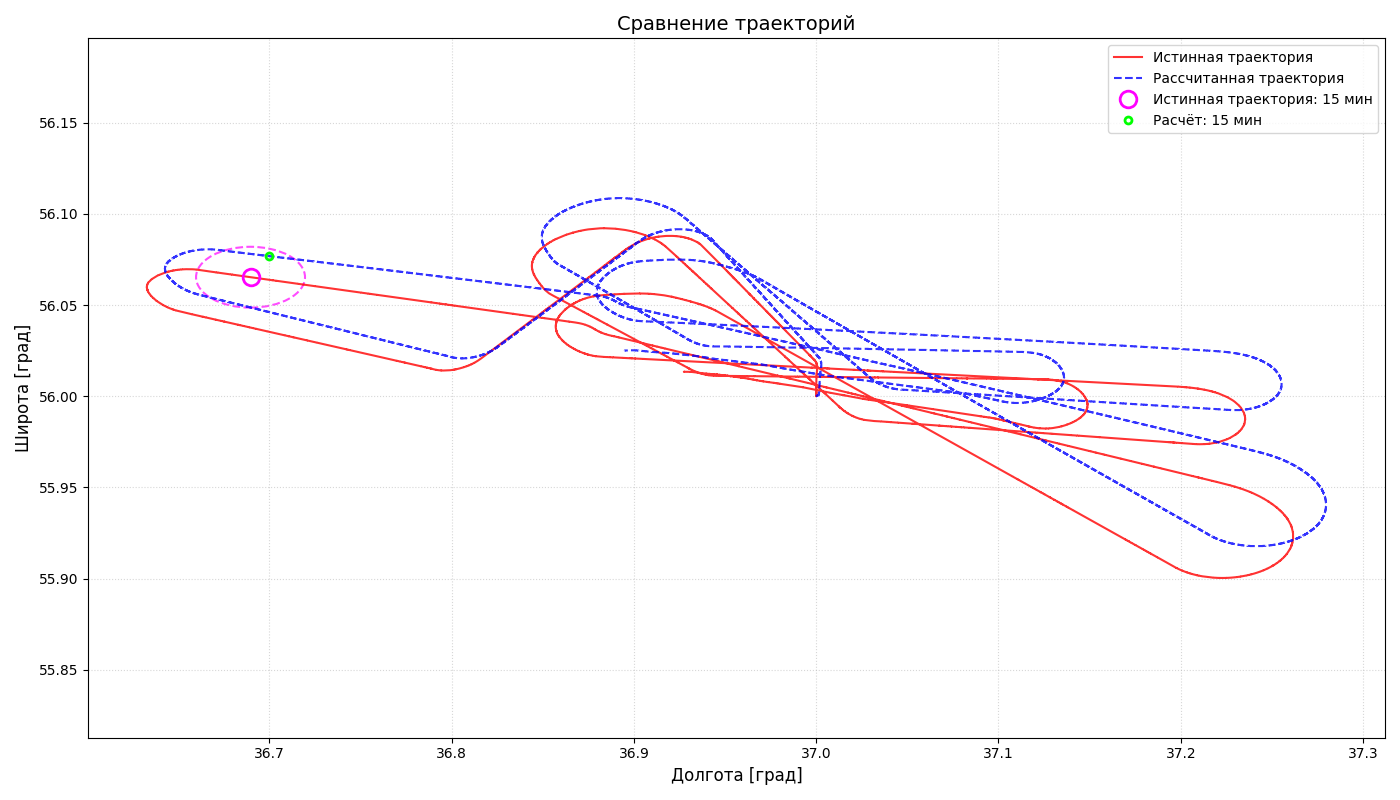
1. Сравнение рассчитанной широты с истинной



1. Сравнение рассчитанной долготы с истинной

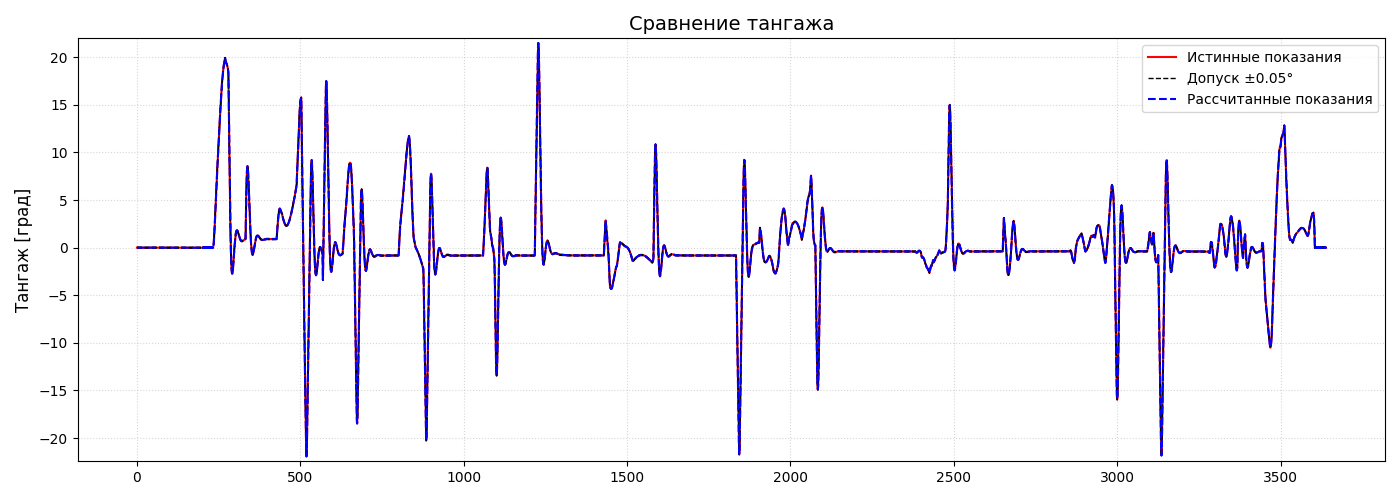


1. Сравнение рассчитанной траектории с истинной



Согласно требованиям технического задания, точность прибора по координатам не должна превышать 1 морскую милю 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 1 морскую милю. 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:

Так как ошибка курса копится со временем, было решено вывести начальную и конечную ошибки определения курса:

Для нахождения расстояния между двумя точками в километрах использовалась формула гаверсинусов:

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

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

1. Российские чувствительные элементы ОИУС501 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 ОИУС501**

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. ОИУС501

**Таблица: Технические характеристики прибора**

| **Параметр** | **Значение** |
| --- | --- |
| Диапазон измеряемой угловой скорости, °/с | ±250 |
| Случайная составляющая дрейфа нулевого сигнала (100 сек-осреднение, 1σ), °/час | ≤0,2 |
| Случайная составляющая дрейфа (вариация Аллана), °/час | ≤0,01 |
| Случайная составляющая дрейфа при изменении температуры (100 сек-осреднение, 1σ), °/час | ≤0,7 |
| Погрешность масштабного коэффициента, % | ≤0,03 |
| Полоса пропускания, Гц | ≥100 (до 2 кГц) |
| Спектральная плотность мощности шума (вариация Аллана), °/√час | ≤0,015 |
| Напряжение питания, В (DC) | 5±0,25 |
| Потребляемая мощность, Вт | ≤6 |
| Масса, кг | 0,2 |
| Габаритные размеры, мм | Ø70×28 |
| 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, % | ≤0,02 |
| 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,

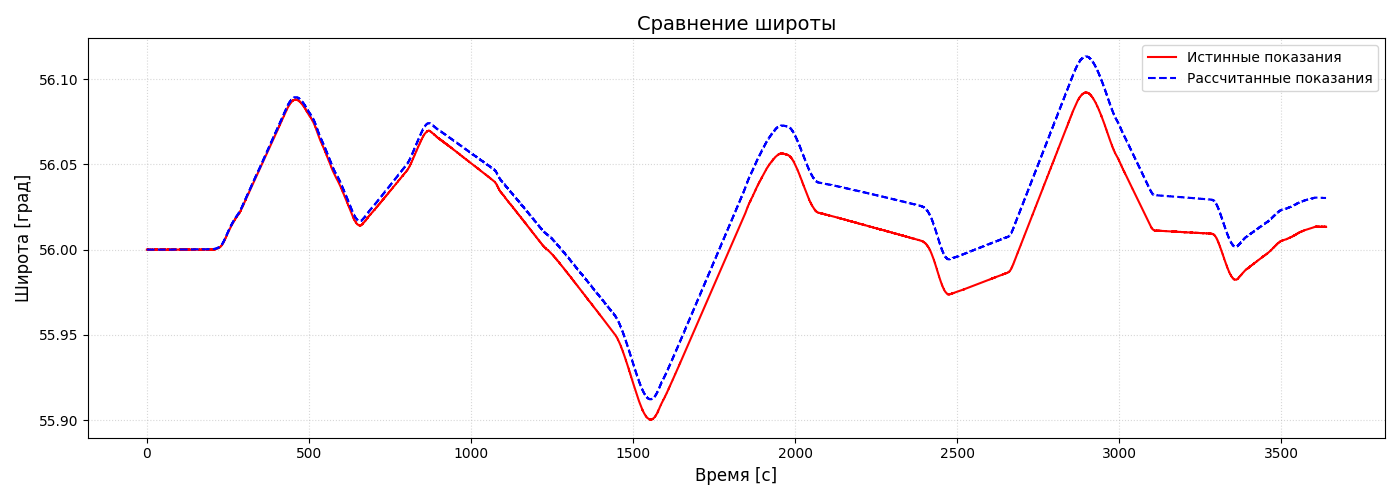
– ошибка масштабного коэффициента ДУСов,

– ошибка масштабного коэффициента акселерометров,

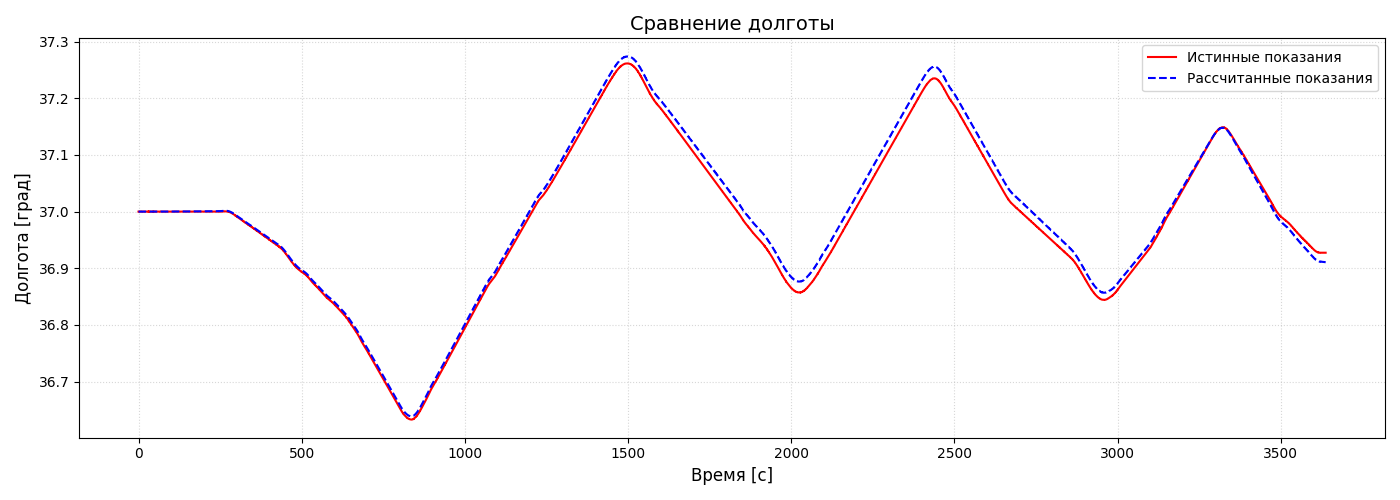
– ошибка неортогональности осей.

**Моделирование ошибок ОИУС501 и АК-6**

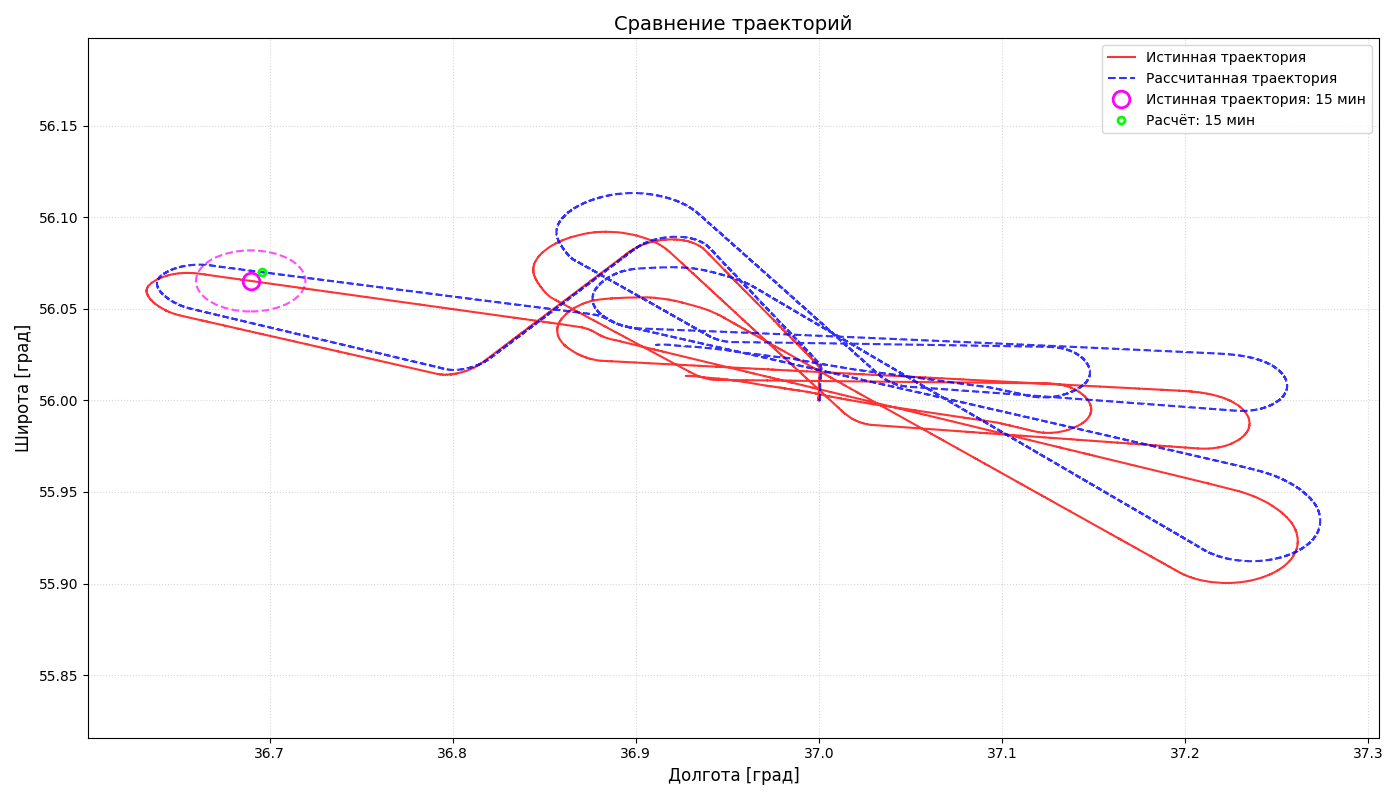
1. Сравнение рассчитанной широты с истинной



1. Сравнение рассчитанной долготы с истинной

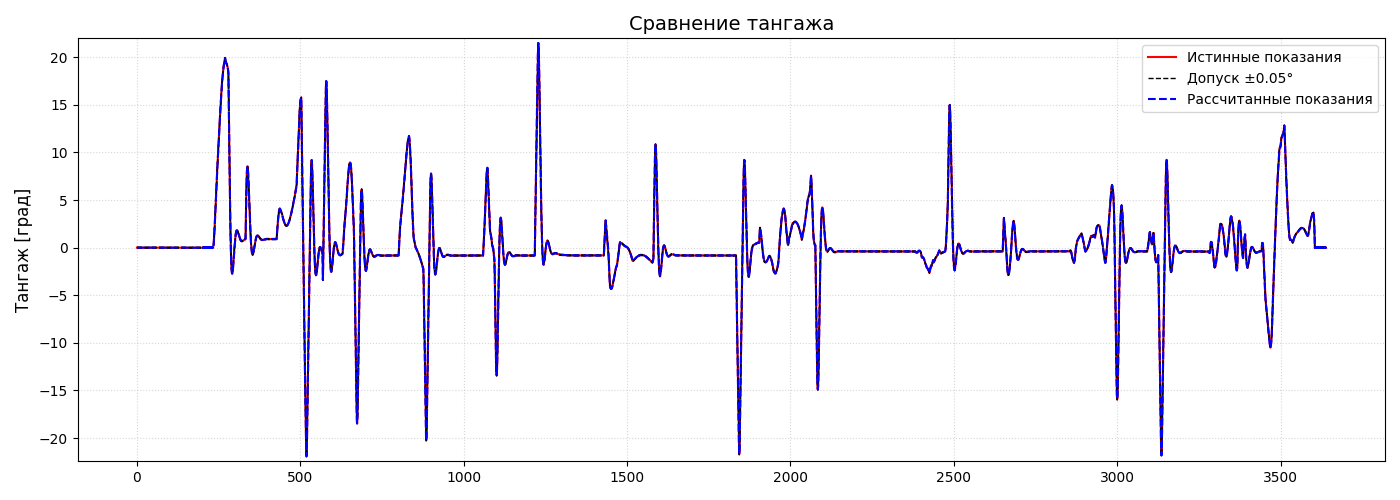


1. Сравнение рассчитанной траектории с истинной



Согласно требованиям технического задания, точность прибора по координатам не должна превышать 1 морскую 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 1 морскую 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:

Так как ошибка курса копится со временем, было решено вывести начальную и конечную ошибки определения курса:

Для нахождения расстояния между двумя точками в километрах использовалась формула гаверсинусов:

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-710A**



Рис. 1.10. ВОГ LC-AL-710A

**Таблица. Технические характеристики**

| **Параметр** | **Значение** |
| --- | --- |
| **Диапазон измерений,** °/с | от -450 до 450 |
| **Стабильность и повторяемость нулевого смещения,** °/ч | ≤ 0,007 |
| **Коэффициент случайного блуждания,** °/√Гц | ≤ 0,0007 |
| **Нелинейность, асимметричность и повторяемость масштабного коэффициента,** млн⁻¹ | ≤ 5 |
| **Полоса частот,** Гц | ≥ 100 |
| **Габаритные размеры,** мм | ⌀ 120 × 35 |
| **Масса,** г | 800 |

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,

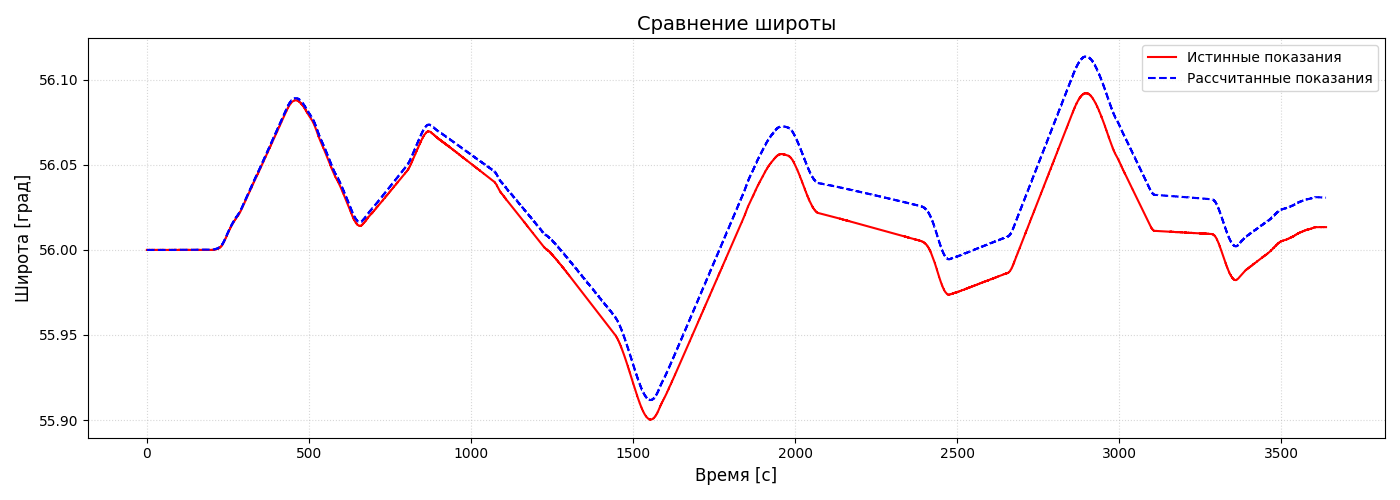
– ошибка масштабного коэффициента ДУСов,

– ошибка масштабного коэффициента акселерометров,

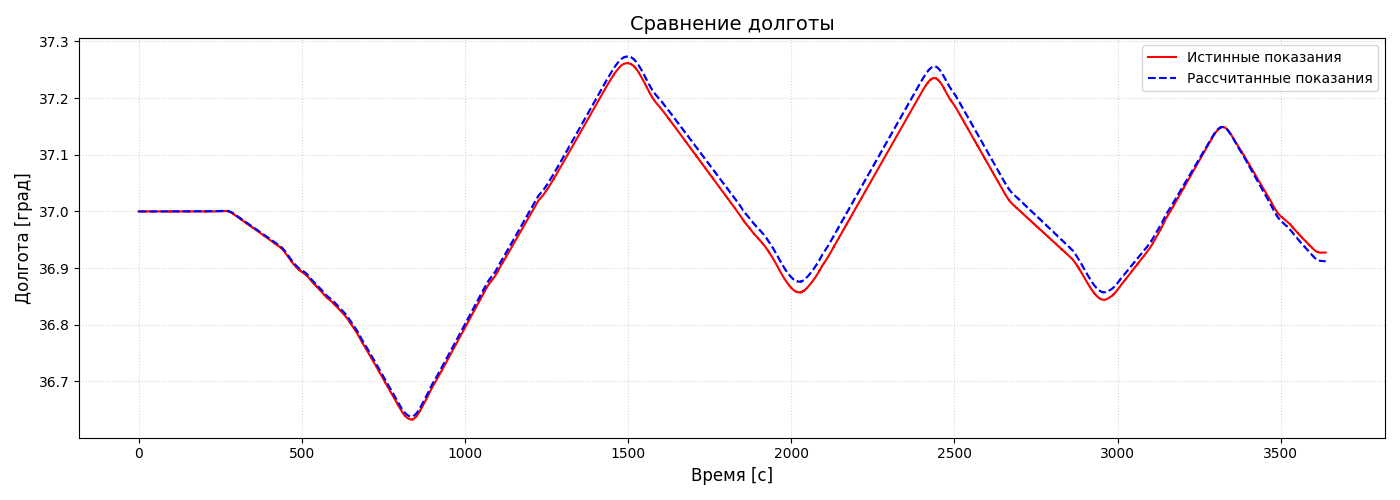
– ошибка неортогональности осей.

**Моделирование ошибок LC-AL-710A и Q-FLEX QA-3000**

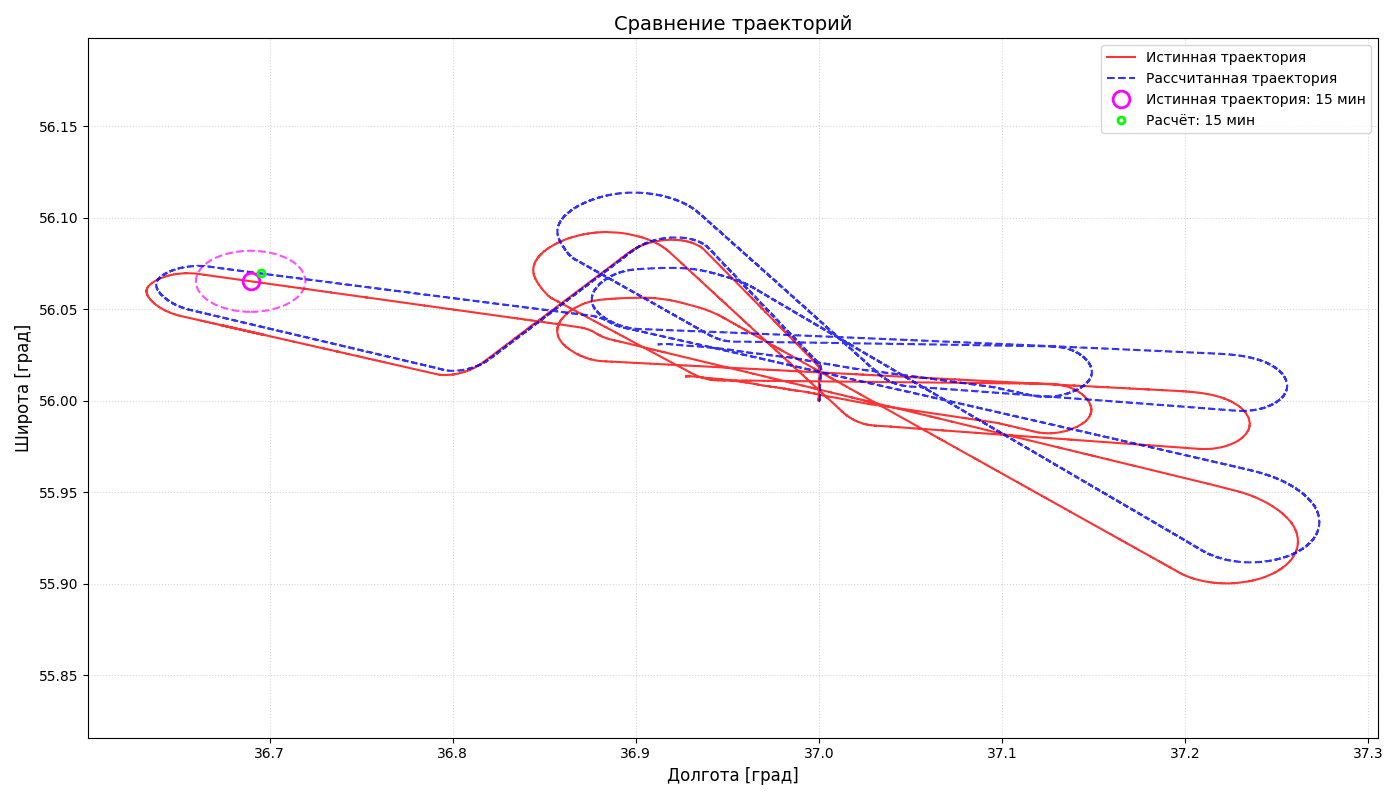
1. Сравнение рассчитанной широты с истинной



1. Сравнение рассчитанной долготы с истинной

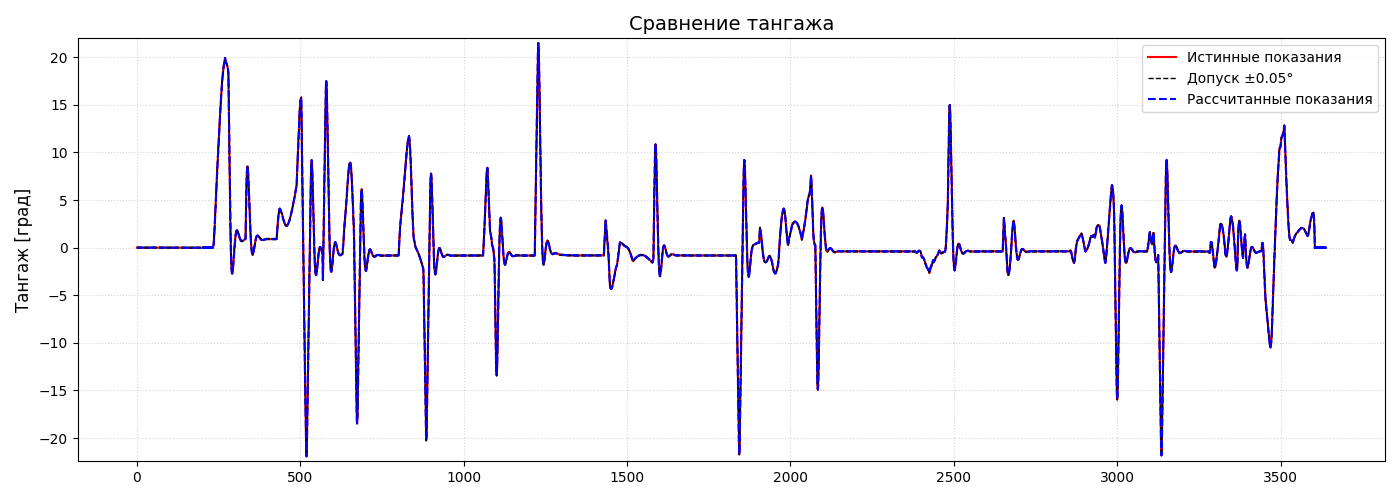


1. Сравнение рассчитанной траектории с истинной



Согласно требованиям технического задания, точность прибора по координатам не должна превышать 1 морскую милю 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 1 морскую милю. 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:

Так как ошибка курса копится со временем, было решено вывести начальную и конечную ошибки определения курса:

Для нахождения расстояния между двумя точками в километрах использовалась формула гаверсинусов:

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.

Используемая литература

1. Бромберг П. В. «Теория инерциальных систем навигации», 1979 г.

2. Гироскопические системы: [Учеб. Для вузов по спец. «Гироскоп. Приборы и системы»: В 3 ч.]/ под ред. Д. С. Пельпора – 2-е изд., перераб и доп. – М.: Высш. Ш., 1998 г.

3. Мелешко В.В., Нестеренко О.И. «Бесплатформенные инерциальные навигационные системы». Учебное пособие. – Кировоград: ПОЛИМЕД – Сервис, 2011.

4. Salychev O. S. Applied Inertial Navigation: Problems and Solutions. – M.: BMSTU Press, 2004 г.

5. Курс лекций преподавателя кафедры ИУ11 МГТУ им. Н.Э.Баумана Д.Б. Пазычева, 2024 г.