



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 беслатформенной
курсовертикали*

Студент ПС4-102

(Группа)

(Подпись, дата)

З.А. Алейников

(И.О. Фамилия)

Руководитель курсового проекта

(Подпись, дата)

Д.Б. Пазычев

(И.О. Фамилия)

Московский Ордена Ленина, ордена Октябрьской Революции
и ордена Трудового Красного Знамени
ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ им. Н.Э. Баумана.

Кафедра ПС-4

ТЕХНИЧЕСКОЕ ЗАДАНИЕ

на курсовой проект

Дата выдачи задания 17.02.2025 Дата защиты _____

Моделирование ошибок бесплатформенной курсовертикали

- 1) Разработать математическую модель ошибок бесплатформенной курсовертикали
- 2) Осуществить моделирование ошибок бесплатформенной курсовертикали
- 3) Осуществить выбор датчиков первичной информации для использования в бесплатформенной курсовертикали

Доверительный интервал представленных величин: 2σ (95%)

Допустимая погрешность определения крена и тангажа: 0.1° ;
Допустимая погрешность определения курса: $1.0^\circ + 0.1 \cdot t$;
Допустимая погрешность определения координат: $2\text{NM} / 15 \text{ мин}$

Допустимая погрешность определения скорости: 0.2 м/с;
Допустимая погрешность определения координат: 30 м;

4. ПАРАМЕТРЫ ДВИЖЕНИЯ ОБЪЕКТА, НА КОТОРОМ УСТАНОВЛЕН ПРИБОР

Линейная скорость до 700 км/час; линейное ускорение до $\pm 5g$ по всем осям; угловая скорость до $\pm 100^\circ/\text{с}$ по всем осям; диапазон изменений угла крена: $\pm 90^\circ$, диапазон изменений угла тангажа: $\pm 90^\circ$, диапазон изменений угла курса: $0 \dots 360^\circ$;

5. ОБЪЁМ ГРАФИЧЕСКОЙ ЧАСТИ

4 листа формата A1:

- кинематическая схема курсовертикали – 1 лист,

- схема алгоритма курсовертикали – 1 лист

- моделирование ошибок курсовертикали – 2 листа

6. СОДЕРЖАНИЕ ПОЯСНИТЕЛЬНОЙ ЗАПИСКИ

30 страниц формата A4: Введение. Алгоритм бесплатформенной курсовертикали. Анализ погрешностей бесплатформенной курсовертикали. Моделирование ошибок бесплатформенной курсовертикали. Выбор Ч.Э. Заключение о соответствии техническому заданию.

7. РЕКОМЕНДУЕМАЯ ЛИТЕРАТУРА

Бромберг П. В. Теория инерциальных систем навигации. – М.: Наука, 1979. – 296 с.

Salychov O. S. Applied Inertial Navigation: Problems and Solutions. – М.:

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
Введение	6
Основные теоретические сведения	6
Специфика БИНС	6
Географический трехгранник	7
Алгоритм бесплатформенной курсовертикали	8
Принцип работы бесплатформенной курсовертикали	8
Основное уравнение навигации	12
Анализ погрешностей бесплатформенной курсовертикали	14
Моделирование «идеального» алгоритма БИНС	17
Моделирование ошибок БИНС	20
Подбор чувствительных элементов	22
1. Блок чувствительных элементов БЧЭ1000	22
2. Российские чувствительные элементы ОИУС501 и АК-6	28
3. Импортные чувствительные элементы	35
Вывод	41
Используемая литература	42

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 географические координаты, с помощью которых положение некоторой точки M задается широтой φ и долготой λ . Для летальных аппаратов добавляется высота над уровнем моря h .

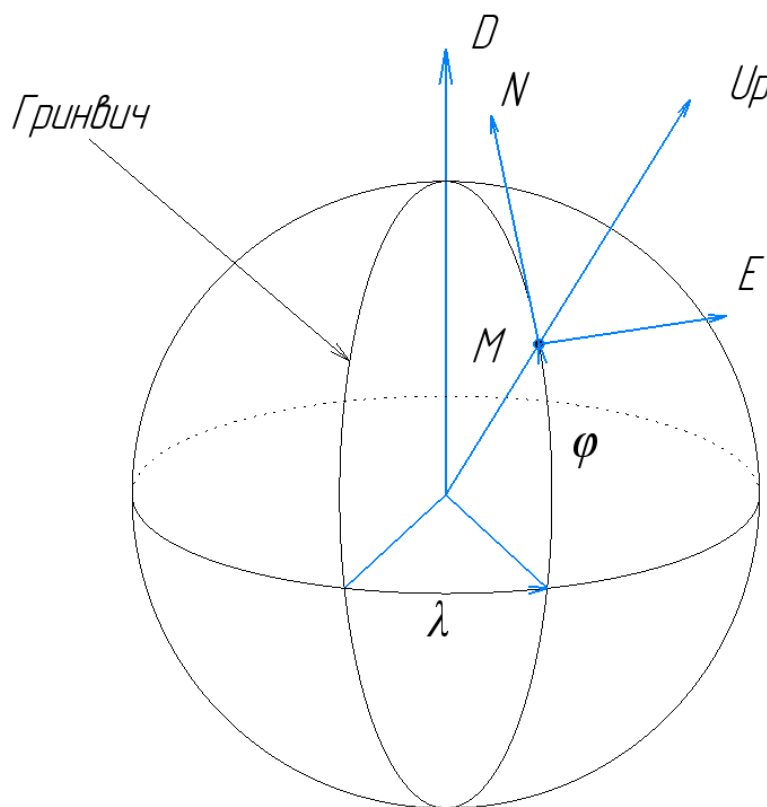


Рис. 1.1. Географический трехгранник

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 М 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 C_N^B . Данная матрица является математической моделью гиросtabilизированной платформы. Она имеет следующий вид:

$$C_N^B = \begin{pmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} \end{pmatrix}, \text{ где}$$

$$C_{11} = \cos \gamma \cos H + \sin \theta \sin \gamma \sin H;$$

$$C_{12} = \cos \gamma \sin H + \sin \theta \sin \gamma \cos H;$$

$$C_{13} = \cos \theta \sin \gamma;$$

$$C_{21} = \cos \theta \sin H;$$

$$C_{22} = \cos \theta \cos H;$$

$$C_{23} = \sin \theta;$$

$$C_{31} = \sin \gamma \cos H - \sin \theta \cos \gamma \sin H;$$

$$C_{32} = \sin \gamma \sin H - \sin \theta \cos \gamma \cos H;$$

$$C_{33} = \cos \theta \cos \gamma;$$

где θ , γ , H – углы тангажа, крена и курса соответственно.

Элементы матрицы C_N^B 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 C_N^B .

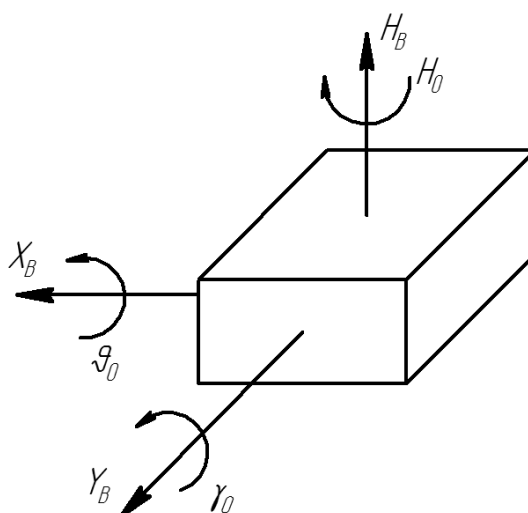


Рис. 1.2. Процедура выставки

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:

$$f_{xb} = -g * \gamma_0;$$

$$f_{yb} = -g * \theta_0.$$

Учитывая ошибки акселерометров, получаем:

$$f_{xb} = -g * \gamma_0 + B_{xb};$$

$$f_{yb} = -g * \theta_0 + B_{yb}.$$

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

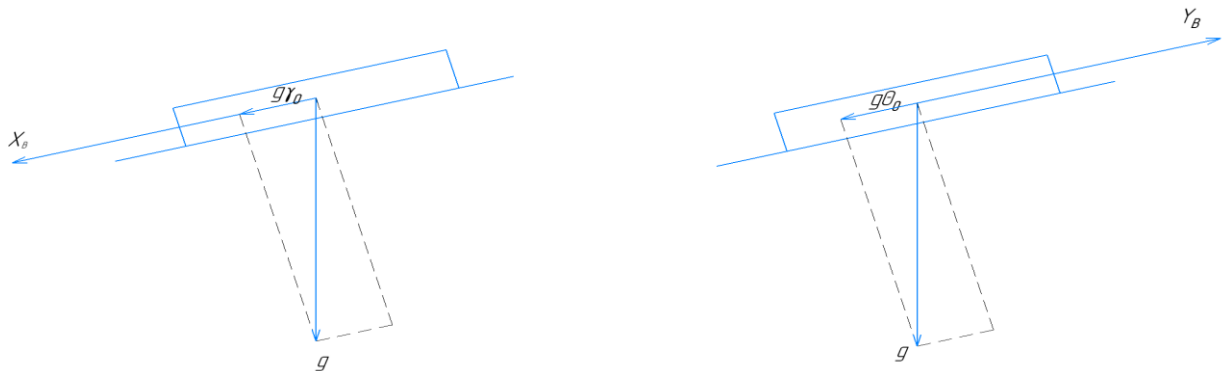


Рисунок 1.3. Выставка в горизонт

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).

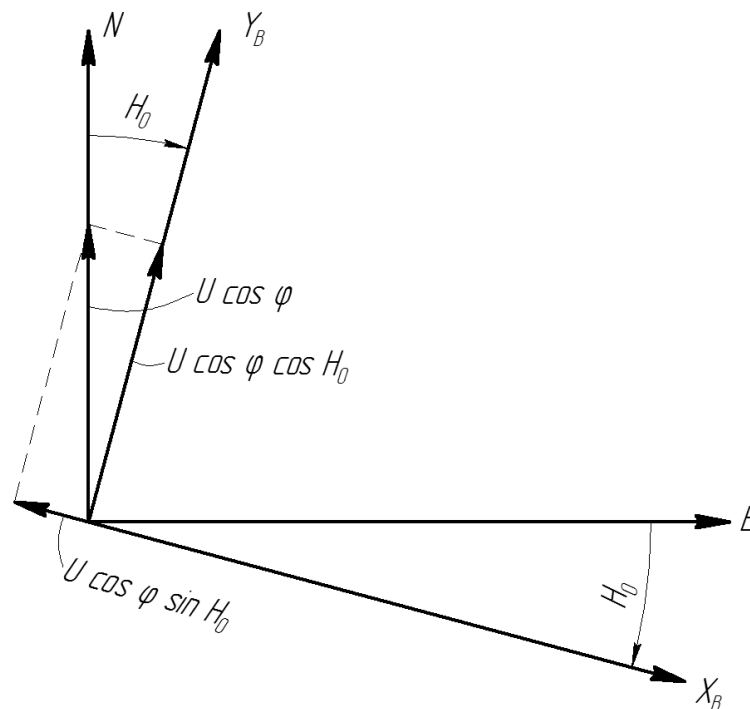


Рисунок 1.4. Выставка в азимут

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

$$\begin{aligned}\omega_x^b &= -U \cdot \cos \varphi \cdot \sin H_0; \\ \omega_y^b &= U \cdot \cos \varphi \cdot \cos H_0;\end{aligned},$$

Откуда получим

$$H_0 = -\arctg \frac{\omega_x^b}{\omega_y^b}$$

С учетом наличия в сигнале ошибки самого ДУСа, получим:

$$\omega_x^b = -U \cdot \cos \varphi \cdot \delta H_0 + \omega_{xb}^{dr},$$

где δH_0 – ошибка выставки в азимут, которая будет определяться по следующей формуле:

$$\delta H_0 = \frac{\omega_{xb}^{dr}}{U \cdot \cos \varphi}$$

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) f_E , f_N 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.

$$\varphi = \varphi_0 + \int_0^t \frac{V_N}{R_\varphi + h} dt$$

$$\lambda = \lambda_0 + \int_0^t \frac{V_E}{(R_\lambda + h) \cos \varphi} dt$$

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:

$$\begin{cases} f_E = \frac{dV_E}{dt} + \omega_N V_{Up} - \omega_{Up} V_N + U \cos \varphi V_{Up} - U \sin \varphi V_N \\ f_N = \frac{dV_N}{dt} - \omega_E V_{Up} + \omega_{Up} V_E + U \sin \varphi V_E \\ f_{Up} = \frac{dV_{Up}}{dt} + \omega_E V_N - \omega_N V_E - U \cos \varphi V_E + g \end{cases}$$

Схема навигационного алгоритма БИНС

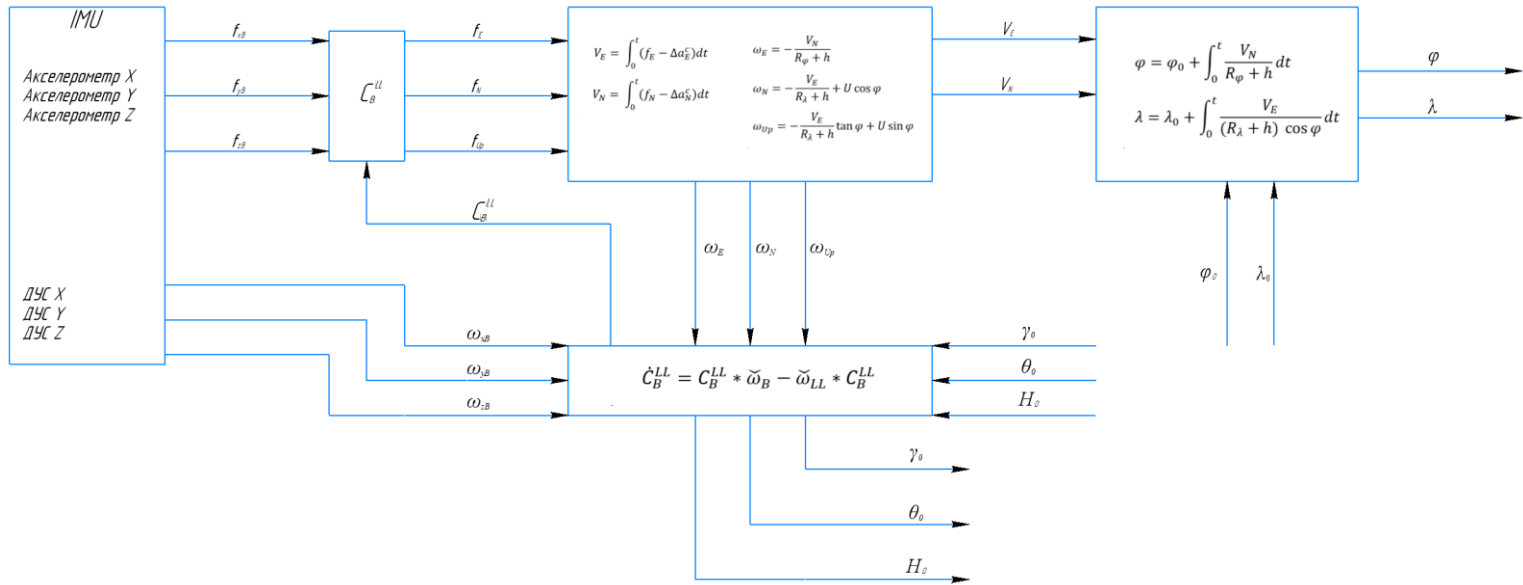


Рис. 1.5. Схема навигационного алгоритма БИНС

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 θ , γ , H можно рассчитать.

Анализ погрешностей бесплатформенной курсовертикали

В общем случае уравнения ошибок БИНС записываются следующим образом:

$$\begin{cases} d\dot{V}_E = -a_{up} \cdot \Phi_N + B_E + a_N \cdot \Phi_{Up} + a_E \cdot m_E \\ \dot{\Phi}_N = \frac{dV_E}{R+h} + \omega_N^{dr} \\ \begin{cases} d\dot{V}_N = a_{up} \cdot \Phi_E + B_N - a_E \cdot \Phi_{Up} + a_N \cdot m_N \\ \dot{\Phi}_E = -\frac{dV_N}{R+h} + \omega_E^{dr} \end{cases} \\ \dot{\Phi}_{Up} = \frac{dV_E}{R+h} \cdot \tan \varphi + \omega_{Up}^{dr} \end{cases},$$

где $\dot{\Phi}_E, \dot{\Phi}_N, \dot{\Phi}_{Up}$ – углы рассогласования между идеальной и фактически построенной навигационными системами координат,

dV_E, dV_N – ошибки измерения скоростей;

B_E, B_N – погрешность смещения нулевых сигналов акселерометров;

m_E, m_N – погрешности масштабных коэффициентов акселерометров;

a_E, a_N, a_{up} – ускорения движения объекта;

$\omega_E^{dr}, \omega_N^{dr}, \omega_{Up}^{dr}$ – дрейф нулевых сигналов ДУСов;

$R = 6731$ км – усредненный радиус Земли;

h – высота полета, не учитывается при движении НТС;

φ – 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:

$$\begin{cases} d\dot{V}_N = d\dot{V}_N^{SHL} + d\dot{V}_N^{NST} \\ \dot{\Phi}_E = \dot{\Phi}_E^{SHL} + \dot{\Phi}_E^{NST} \end{cases}$$

и

$$\begin{cases} d\dot{V}_E = d\dot{V}_E^{SHL} + d\dot{V}_E^{NST} \\ \dot{\Phi}_N = \dot{\Phi}_N^{SHL} + \dot{\Phi}_N^{NST} \end{cases}$$

Тогда получаем:

$$\left\{ \begin{cases} \begin{cases} d\dot{V}_E^{SHL} = -a_{up} \cdot \Phi_N^{SHL} + B_E \\ \dot{\Phi}_N^{SHL} = \frac{dV_E^{SHL}}{R+h} + \omega_N^{dr} \end{cases} \\ \begin{cases} d\dot{V}_E^{NST} = -a_{up} \cdot \Phi_N^{NST} + a_N \cdot \Phi_{Up} + a_E \cdot m_E \\ \dot{\Phi}_N^{NST} = \frac{dV_E^{NST}}{R+h} \end{cases} \\ \begin{cases} d\dot{V}_N^{SHL} = a_{up} \cdot \Phi_E^{SHL} + B_N \\ \dot{\Phi}_E^{SHL} = -\frac{dV_N^{SHL}}{R+h} + \omega_E^{dr} \end{cases} \\ \begin{cases} d\dot{V}_N^{NST} = a_{up} \cdot \Phi_E^{NST} - a_E \cdot \Phi_{Up} + a_N \cdot m_N \\ \dot{\Phi}_E^{NST} = -\frac{dV_N^{NST}}{R+h} \end{cases} \\ \dot{\Phi}_{Up} = \frac{dV_E}{R+h} \cdot \tan \varphi + \omega_{Up}^{dr} \end{cases} ,$$

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:

$$B_E = B_N = B;$$

$$\omega_E^{dr} = \omega_N^{dr} = \omega_{Up}^{dr} = \omega^{dr}.$$

Тогда конечная запись уравнений ошибок БИНС примет вид:

$$\left\{ \begin{array}{l} \left\{ \begin{array}{l} d\dot{V}_E^{SHL} = -a_{up} \cdot \Phi_N^{SHL} + B \\ \dot{\Phi}_N^{SHL} = \frac{dV_E^{SHL}}{R+h} + \omega^{dr} \end{array} \right. \\ \left\{ \begin{array}{l} d\dot{V}_E^{NST} = -a_{up} \cdot \Phi_N^{NST} + a_N \cdot \Phi_{Up} + a_E \cdot m_E \\ \dot{\Phi}_N^{NST} = \frac{dV_E^{NST}}{R+h} \end{array} \right. \\ \left\{ \begin{array}{l} d\dot{V}_N^{SHL} = a_{up} \cdot \Phi_E^{SHL} + B \\ \dot{\Phi}_E^{SHL} = -\frac{dV_N^{SHL}}{R+h} + \omega^{dr} \end{array} \right. \\ \left\{ \begin{array}{l} d\dot{V}_N^{NST} = a_{up} \cdot \Phi_E^{NST} - a_E \cdot \Phi_{Up} + a_N \cdot m_N \\ \dot{\Phi}_E^{NST} = -\frac{dV_N^{NST}}{R+h} \end{array} \right. \\ \dot{\Phi}_{Up} = \frac{dV_E}{R+h} \cdot \tan \varphi + \omega^{dr} \end{array} \right.$$

Моделирование «идеального» алгоритма БИНС

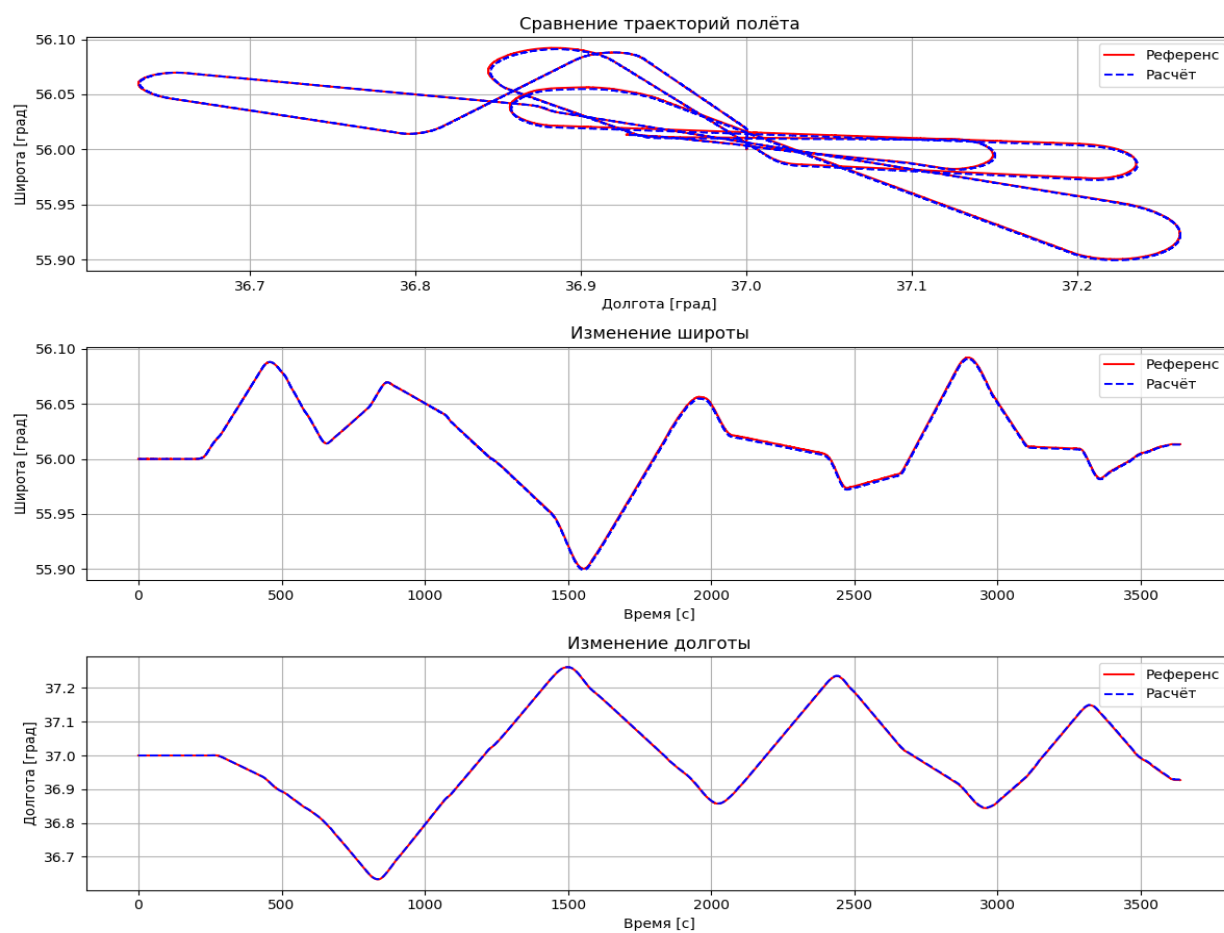
На вход разработанного ПО необходимо подать уже существующие показатели сигналов чувствительных элементов. Такие сигналы можно получить в результате работы специального ПО, которое по заданным аэродинамическим параметрам может рассчитать траекторию летательного аппарата.

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:

$$\begin{bmatrix} fxB \\ fyB \\ fzB \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} fxB_input \\ fyB_input \\ fzB_input \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} (1 + SF_{error}) & NO_error & NO_error \\ NO_error & (1 + SF_{error}) & NO_error \\ NO_error & NO_error & (1 + SF_{error}) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} a_dr \\ a_dr \\ a_dr \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \omega xB \\ \omega yB \\ \omega zB \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega xB_input \\ \omega yB_input \\ \omega zB_input \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} (1 + SF_{error}) & NO_error & NO_error \\ NO_error & (1 + SF_{error}) & NO_error \\ NO_error & NO_error & (1 + SF_{error}) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \omega_dr \\ \omega_dr \\ \omega_dr \end{bmatrix}$$

Где:

$$\begin{bmatrix} fxB \\ fyB \\ fzB \end{bmatrix} - \text{показания акселерометров с учетом ошибок,}$$

$$\begin{bmatrix} \omega xB \\ \omega yB \\ \omega zB \end{bmatrix} - \text{показания ДУСов с учетом ошибок,}$$

$$\begin{bmatrix} fxB_input \\ fyB_input \\ fzB_input \end{bmatrix} - \text{идеальные показания акселерометров,}$$

$$\begin{bmatrix} \omega xB_input \\ \omega yB_input \\ \omega zB_input \end{bmatrix} - \text{идеальные показания ДУСов,}$$

$$\begin{bmatrix} (1 + SF_{error}) & NO_error & NO_error \\ NO_error & (1 + SF_{error}) & NO_error \\ NO_error & NO_error & (1 + SF_{error}) \end{bmatrix} - \text{матрица ошибок, в которой:}$$

- 1) SF_{error} – ошибка масштабного коэффициента
- 2) NO_error – ошибка неортогональности осей

$\begin{bmatrix} a_{dr} \\ a_{dr} \\ a_{dr} \end{bmatrix}$ – ошибка смещения нуля акселерометров.

$\begin{bmatrix} \omega_{dr} \\ \omega_{dr} \\ \omega_{dr} \end{bmatrix}$ – ошибка смещения нуля ДУСов.

Ошибки смещения нуля необходимо учесть и на этапе выставки БИНС

$$\Phi_{Up} = \frac{\omega_E^{dr}}{U \cos \varphi}$$

$$\Phi_N = \Phi_E = \frac{a_{dr}}{g}$$

Процедура выставки с учетом ошибок в виде схемы отображена ниже:

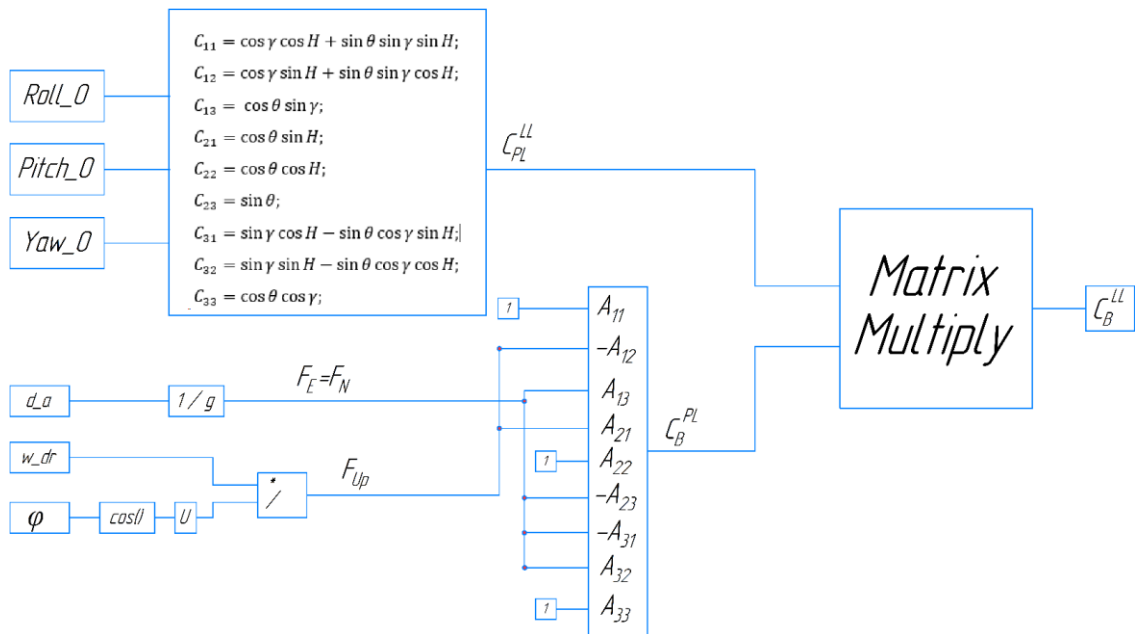


Рис. 1.6. Схематичное изображение процедуры выставки

Данная схема соответствует выражению:

$$C_B^{LL} = C_{PL}^{LL} * C_B^{PL}, \text{ где}$$

$$C_B^{PL} = \begin{bmatrix} 1 & \Phi_{Up} & \Phi_N \\ \Phi_{Up} & 1 & -\Phi_E \\ -\Phi_N & \Phi_E & 1 \end{bmatrix}$$

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, 100с-осреднение, 1σ), °/час	$\leq 0,005$
Дрейф нулевого сигнала (вариация Аллана), °/час	$\leq 0,001$
Погрешность масштабного коэффициента (в диапазоне температур, 1σ), %	$\leq 0,01$
Спектральная плотность мощности шума (вариация Аллана), °/ $\sqrt{\text{час}}$	$\leq 0,0007$
Полоса пропускания, Гц	≥ 100 (до 2 кГц)

Таблица 2. Акселерометры

Параметр	Значение
Диапазон измеряемого ускорения, g	$\pm 10 - \pm 40$
Нестабильность нулевого сигнала, mg	$\leq 0,3$
Спектральная плотность мощности шума (вариация Аллана), $\text{мкг}/\sqrt{\text{Гц}}$	≤ 15
Погрешность масштабного коэффициента, %	$\leq 0,01$

Таблица 3. Физические характеристики

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

Таким образом:

$\omega_{dr} = 0,005 \text{ }^\circ / \text{ час}$ – дрейф нулевого сигнала ДУСов,

$a_{dr} \leq 0,3 \text{ g} * 10^{-3}$ – дрейф нулевого сигнала акселерометров,

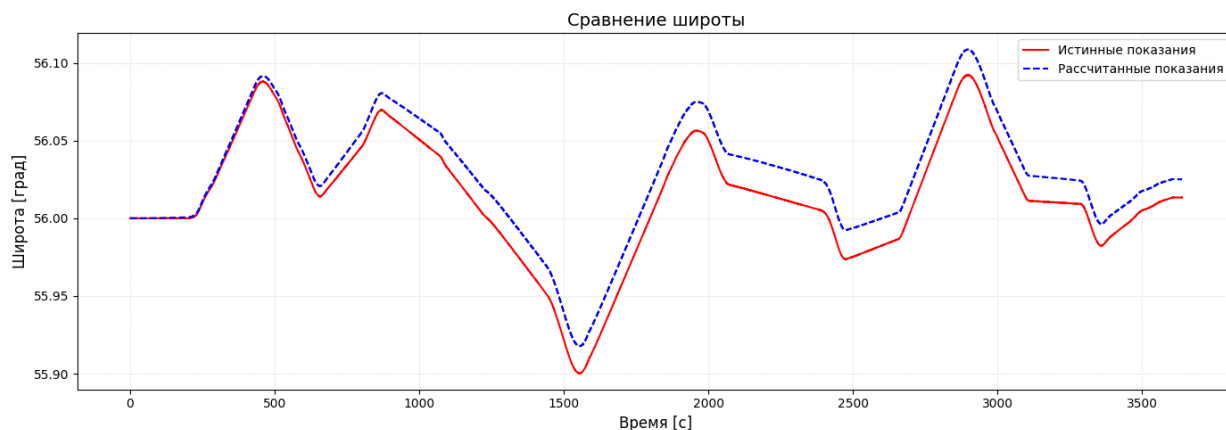
$\omega_{SF_{error}} \leq 0,01 \text{ \%}$ – ошибка масштабного коэффициента ДУСов,

$a_{SF_{error}} \leq 0,01 \text{ \%}$ – ошибка масштабного коэффициента акселерометров,

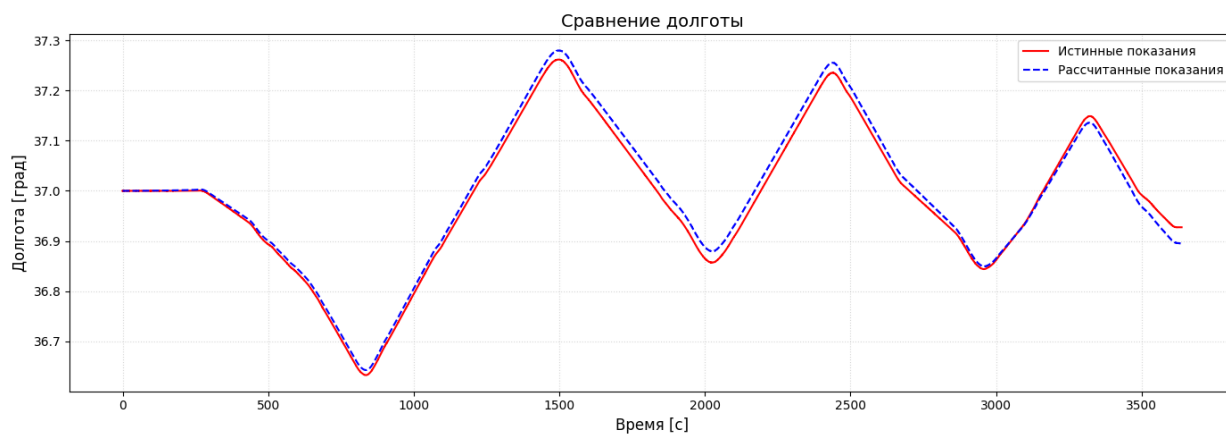
$NO_{error} \leq 0,3 \text{ мрад}$ – ошибка неортогональности осей.

Моделирование ошибок БЧЭ1000

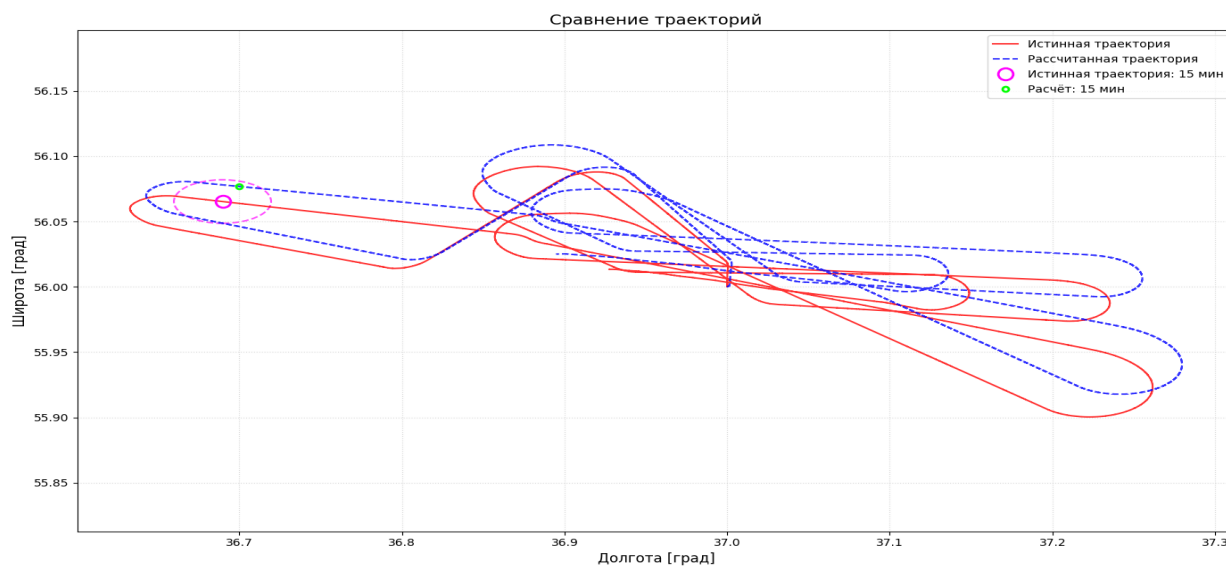
1) Сравнение рассчитанной широты с истинной



2) Сравнение рассчитанной долготы с истинной

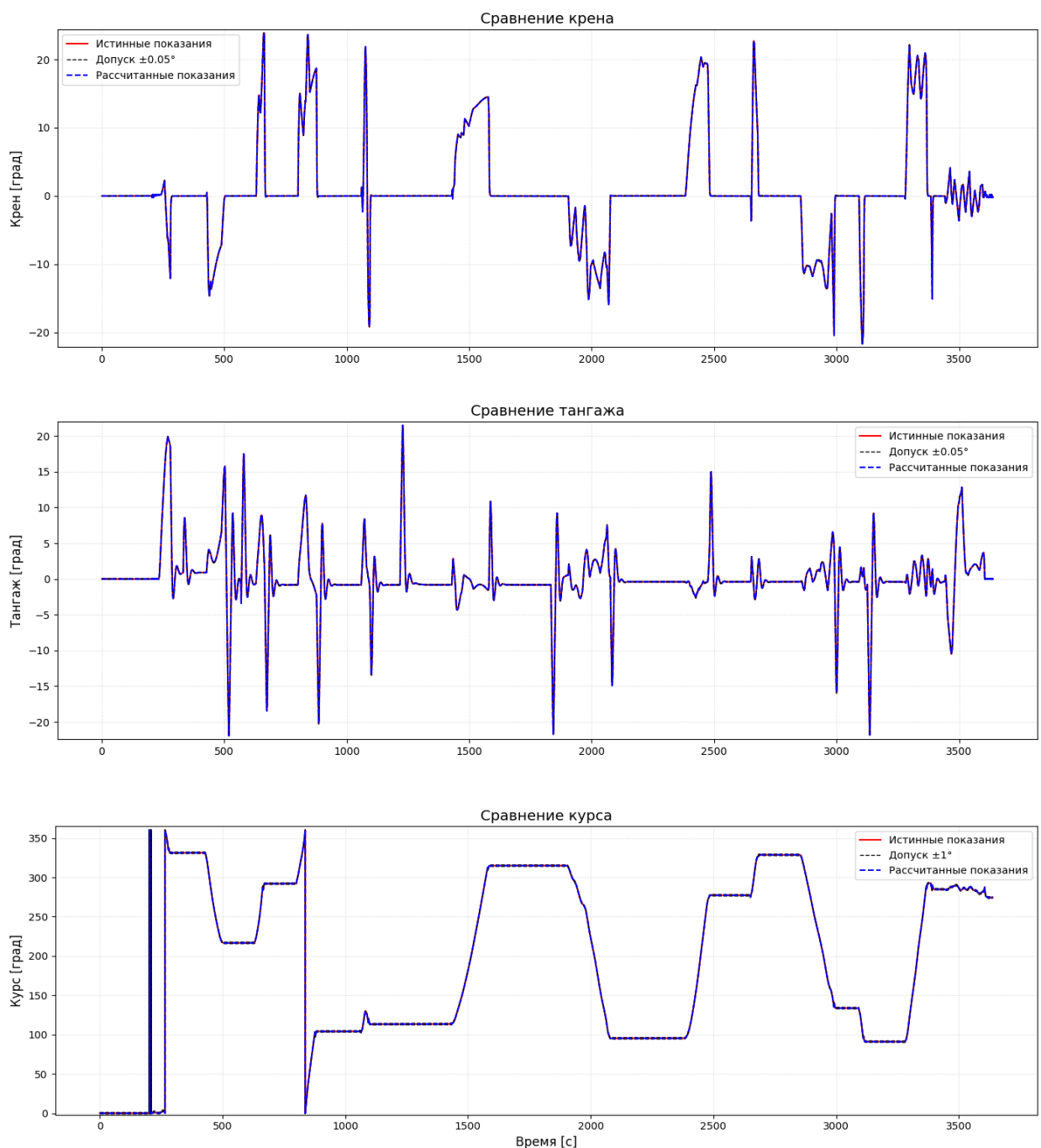


3) Сравнение рассчитанной траектории с истинной



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.

4) 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:

$$\delta\gamma = |\gamma_{\text{ист}} - \gamma_{\text{расч}}|$$

$$\delta\theta = |\theta_{\text{ист}} - \theta_{\text{расч}}|$$

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

$$\delta H_{\text{нач}} = \frac{\omega_{dr}}{\cos \varphi_0} * \frac{180^\circ}{\pi}$$

$$\delta H_{\text{кон}} = |H_{\text{ист}}^{\text{кон}} - H_{\text{расч}}^{\text{кон}}|$$

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

$$L = R_{\text{Earth}} * 2 * \arcsin \left(\sqrt{\sin^2 \left(\frac{\Delta \text{lat}}{2} \right) + \cos(\text{lon}_1) * \cos(\text{lon}_2) + \sin^2 \left(\frac{\Delta \text{lon}}{2} \right)} \right)$$

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

$$\delta\gamma = 0,0406^\circ$$

$$\delta\theta = 0,0277^\circ$$

$$\delta H_{\text{нач}} = 0,0338^\circ$$

$$\delta H_{\text{кон}} = 0,1128^\circ$$

$$L = 1,434 \text{ км}$$

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

2. 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	$\leq 0,2$
Случайная составляющая дрейфа (вариация Аллана), °/час	$\leq 0,01$
Случайная составляющая дрейфа при изменении температуры (100 сек-осреднение, 1σ), °/час	$\leq 0,7$
Погрешность масштабного коэффициента, %	$\leq 0,03$
Полоса пропускания, Гц	≥ 100 (до 2 кГц)
Спектральная плотность мощности шума (вариация Аллана), °/ $\sqrt{\text{час}}$	$\leq 0,015$
Напряжение питания, В (DC)	$5 \pm 0,25$
Потребляемая мощность, Вт	≤ 6
Масса, кг	0,2
Габаритные размеры, мм	$\varnothing 70 \times 28$
Рабочий температурный диапазон	$-40^{\circ}\text{C} \sim +60^{\circ}\text{C}$
Выходной сигнал	RS-485

2. 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, °C	от -60 до 85
- Рабочая, °C	от -60 до 70
Напряжение питания, В	$\pm 15 \pm 0.75$
Диапазон измеряемых ускорений	$\pm 10 \text{ g}$

Параметр	Значение
Температурный коэффициент, мВ/°С	1.7 – 2.3
Дрейф	
В течение гарантийного ресурса	$\pm 60 \times 10^{-6} \text{ g}$
Нулевого сигнала (за 10 часов при температуре контроля)	$\pm 30 \times 10^{-6} \text{ g}$
Погрешность базы	$\pm 30.0 \times 10^{-4} \text{ g}$
Погрешность масштабного коэффициента, %	$\leq 0,02$
При измерении +1 g (частота пульсаций $\geq 50 \text{ кГц}$), мВ	≤ 160
Время готовности	$\leq 45 \times 10^{-6} \text{ с}$
Температурный коэффициент смещения нулевого сигнала, g/°С	$\leq \pm 200 \times 10^{-6}$
Погрешности базы, g/°С	$\leq \pm 16 \times 10^{-6}$
Масса изделия	$\leq 0.05 \text{ кг}$

Таким образом получаем:

$\omega_{dr} = 0,03 \text{ }^\circ / \text{ час}$ – дрейф нулевого сигнала ДУСов,

$a_{dr} \leq 60,0 \text{ g} * 10^{-6}$ – дрейф нулевого сигнала акселерометров,

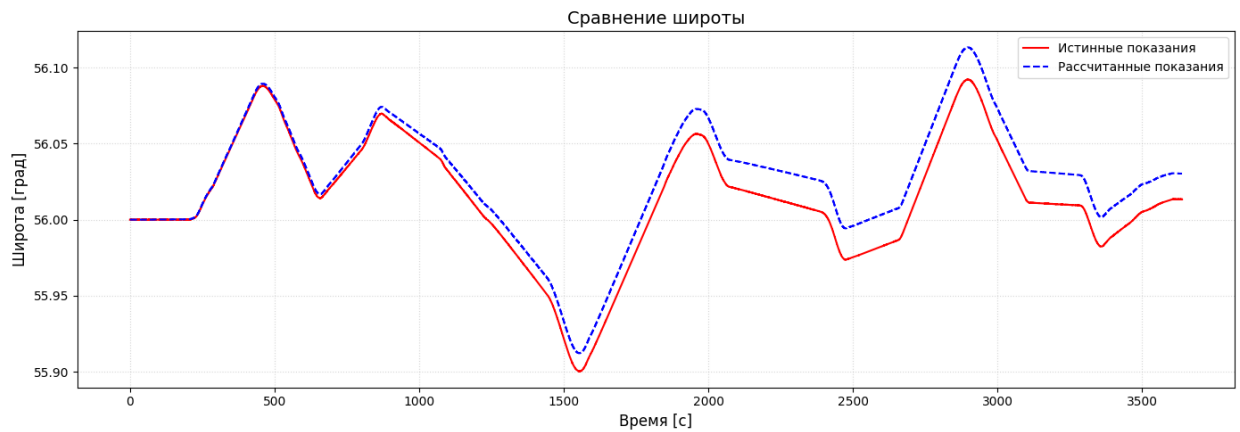
$\omega_{SF_{error}} \leq 0,02 \text{ \%}$ – ошибка масштабного коэффициента ДУСов,

$a_{SF_{error}} \leq 0,02 \text{ \%}$ – ошибка масштабного коэффициента акселерометров,

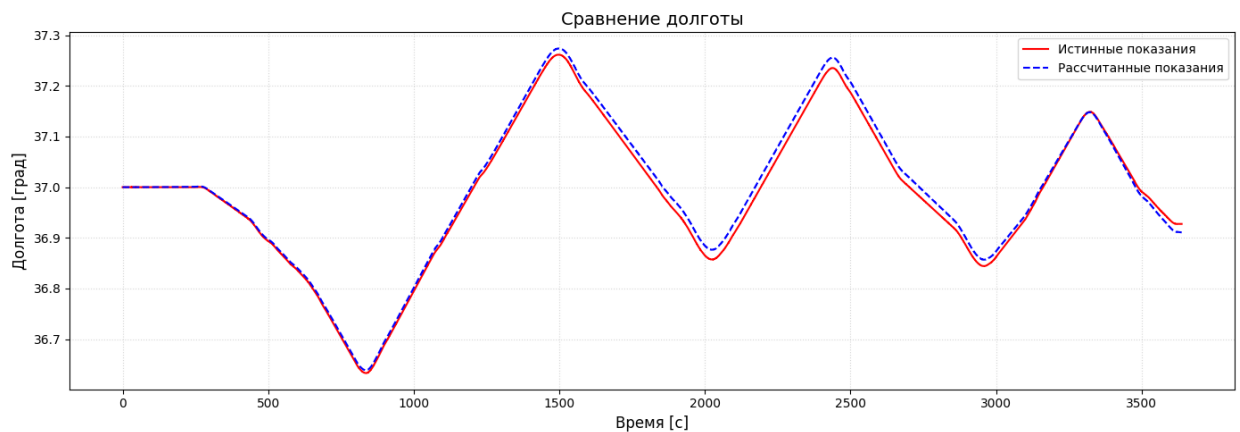
$NO_{error} \leq 0,1 \text{ мрад}$ – ошибка неортогональности осей.

Моделирование ошибок ОИУС501 и АК-6

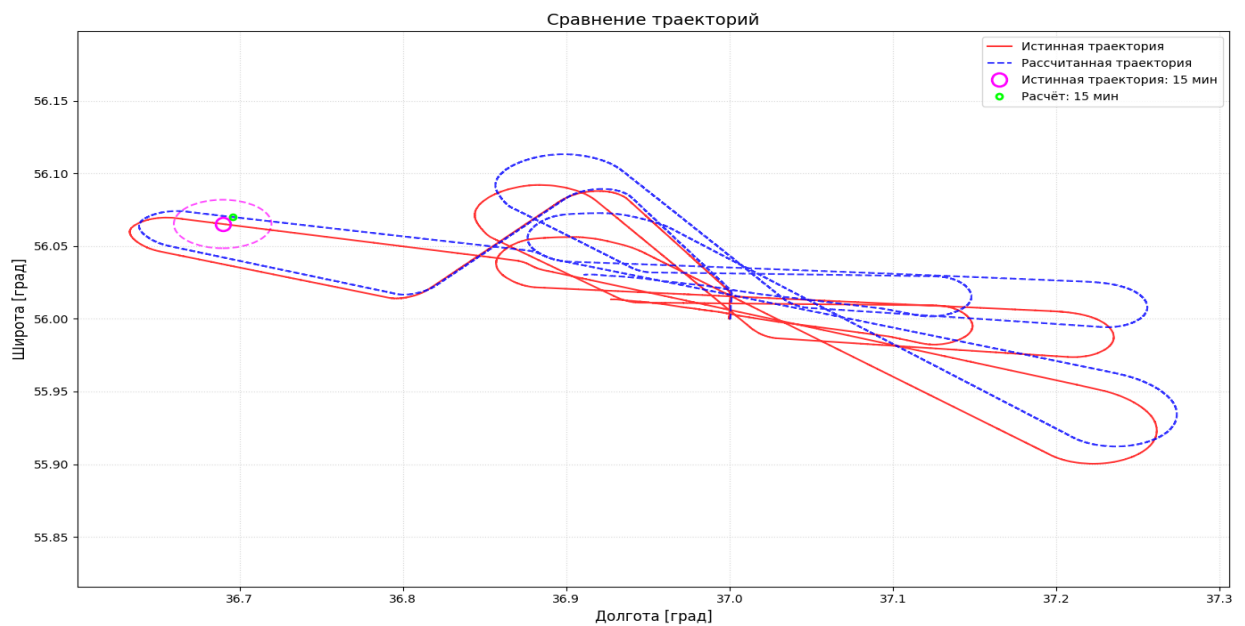
1) Сравнение рассчитанной широты с истинной



2) Сравнение рассчитанной долготы с истинной

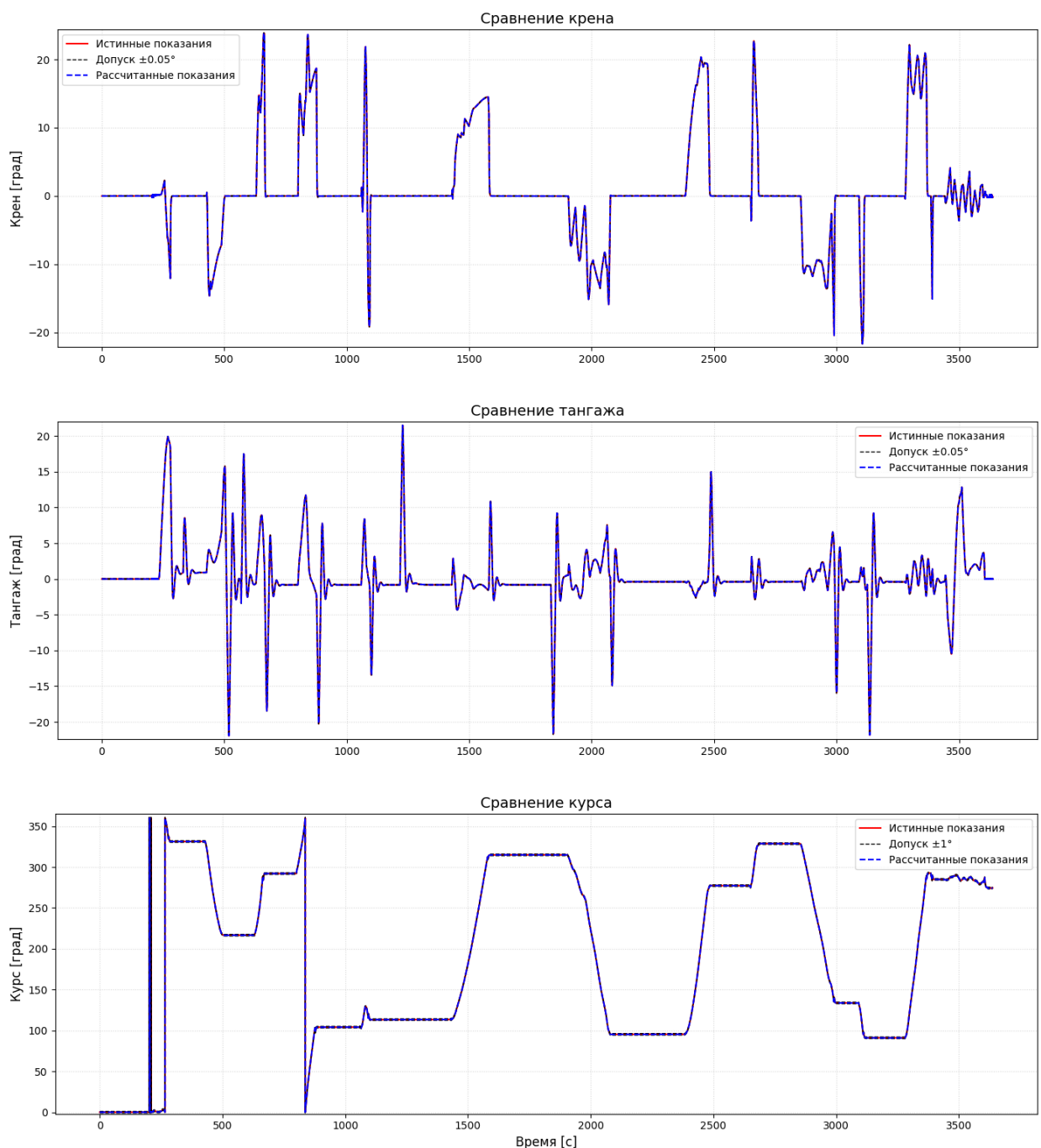


3) Сравнение рассчитанной траектории с истинной



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.

4) 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:

$$\delta\gamma = |\gamma_{\text{ист}} - \gamma_{\text{расч}}|$$

$$\delta\theta = |\theta_{\text{ист}} - \theta_{\text{расч}}|$$

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

$$\delta H_{\text{нач}} = \frac{\omega_{dr}}{\cos \varphi_0} * \frac{180^\circ}{\pi}$$

$$\delta H_{\text{кон}} = |H_{\text{ист}}^{\text{кон}} - H_{\text{расч}}^{\text{кон}}|$$

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

$$L = R_{\text{Earth}} * 2 * \arcsin \left(\sqrt{\sin^2 \left(\frac{\Delta \text{lat}}{2} \right) + \cos(\text{lon}_1) * \cos(\text{lon}_2) + \sin^2 \left(\frac{\Delta \text{lon}}{2} \right)} \right)$$

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

$$\delta\gamma = 0,0478^\circ$$

$$\delta\theta = 0,0328^\circ$$

$$\delta H_{\text{нач}} = 0,2031^\circ$$

$$\delta H_{\text{кон}} = 0,2702^\circ$$

$$L = 0,651 \text{ км}$$

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

3. 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

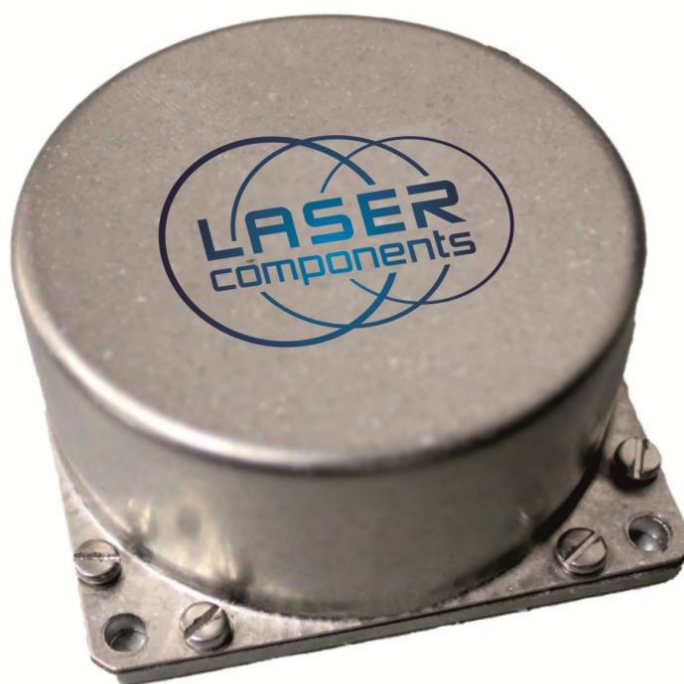


Рис. 1.10. ВОГ LC-AL-710A

Таблица. Технические характеристики

Параметр	Значение
Диапазон измерений, °/с	от -450 до 450
Стабильность и повторяемость нулевого смещения, °/ч	$\leq 0,007$
Коэффициент случайного блуждания, °/√Гц	$\leq 0,0007$

Параметр	Значение
Нелинейность, асимметричность и повторяемость масштабного коэффициента, млн ⁻¹	≤ 5
Полоса частот, Гц	≥ 100
Габаритные размеры, мм	∅ 120 × 35
Масса, г	800

2. 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/г

Параметр	Значение
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:

$\omega_{dr} = 0,007 \text{ } ^\circ / \text{ час}$ – дрейф нулевого сигнала ДУСов,

$a_{dr} \leq 40,0 \text{ g} * 10^{-6}$ – дрейф нулевого сигнала акселерометров,

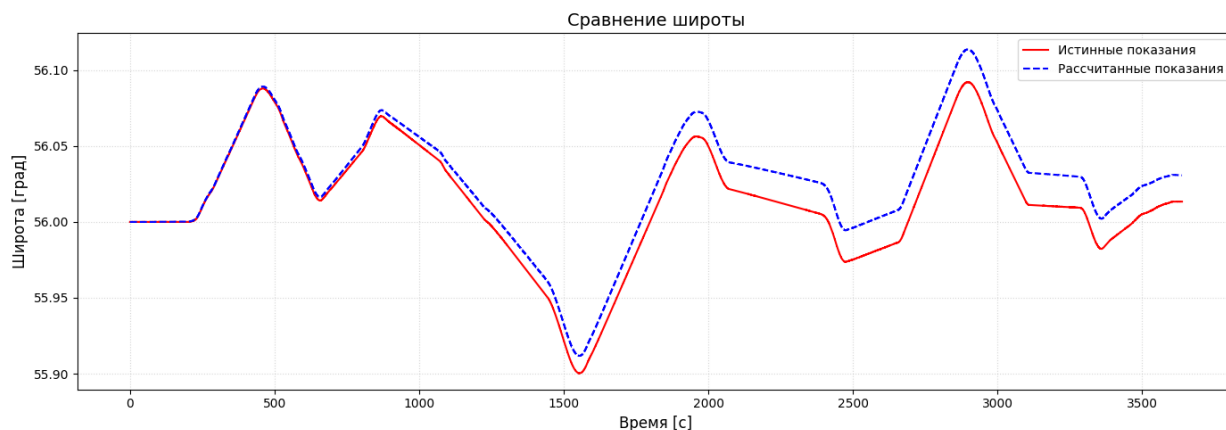
$\omega_{SF_{error}} \leq 0,0005 \text{ \%}$ – ошибка масштабного коэффициента ДУСов,

$a_{SF_{error}} \leq 0,008 \text{ \%}$ – ошибка масштабного коэффициента акселерометров,

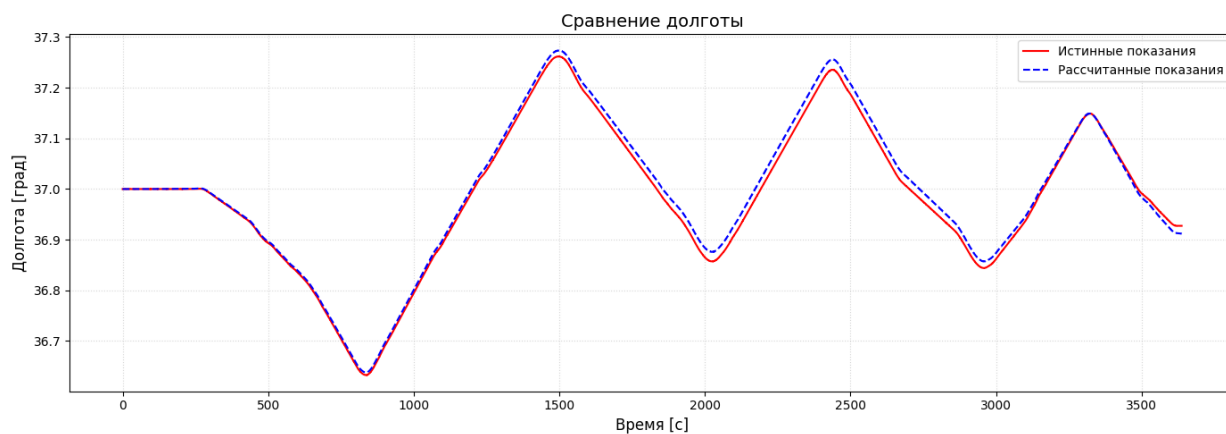
$NO_{error} \leq 0,1 \text{ мрад}$ – ошибка неортогональности осей.

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

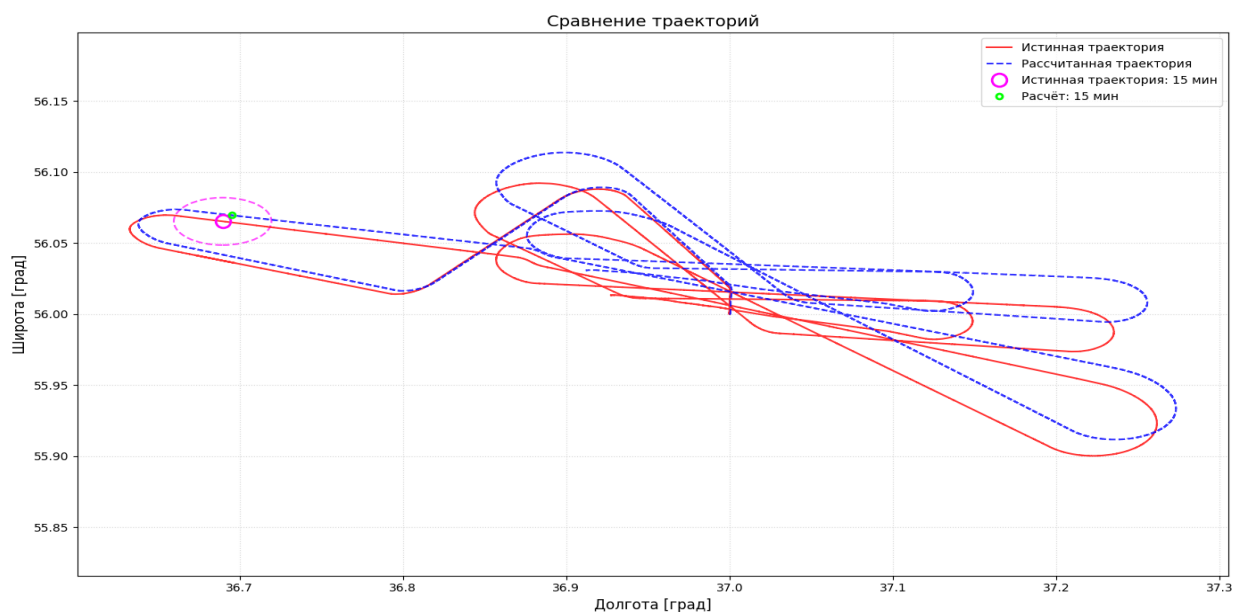
1) Сравнение рассчитанной широты с истинной



2) Сравнение рассчитанной долготы с истинной

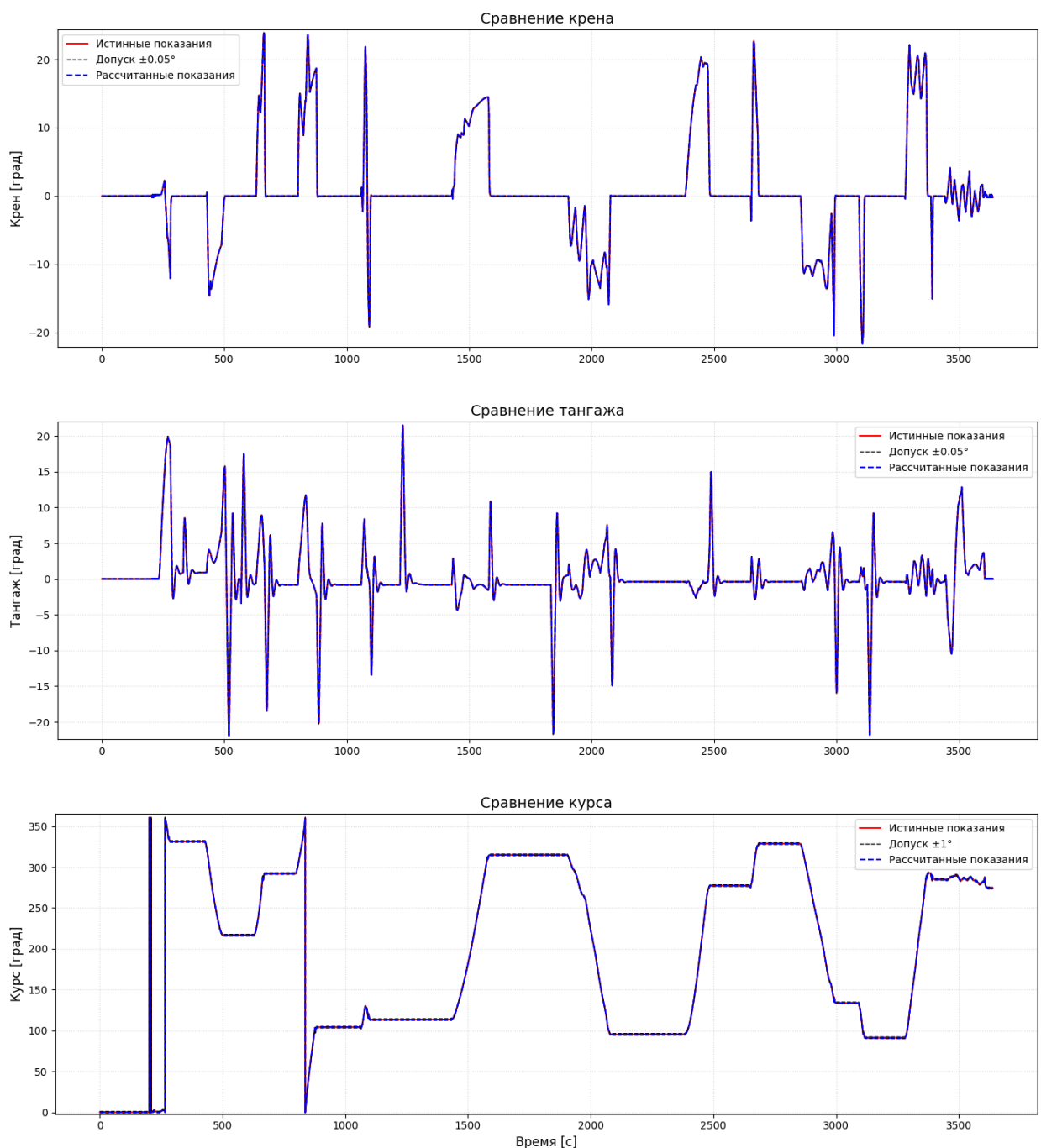


3) Сравнение рассчитанной траектории с истинной



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.

4) 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:

$$\delta\gamma = |\gamma_{\text{ист}} - \gamma_{\text{расч}}|$$

$$\delta\theta = |\theta_{\text{ист}} - \theta_{\text{расч}}|$$

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

$$\delta H_{\text{нач}} = \frac{\omega_{dr}}{\cos \varphi_0} * \frac{180^\circ}{\pi}$$

$$\delta H_{\text{кон}} = |H_{\text{ист}}^{\text{кон}} - H_{\text{расч}}^{\text{кон}}|$$

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

$$L = R_{\text{Earth}} * 2 * \arcsin \left(\sqrt{\sin^2 \left(\frac{\Delta \text{lat}}{2} \right) + \cos(\text{lon}_1) * \cos(\text{lon}_2) + \sin^2 \left(\frac{\Delta \text{lon}}{2} \right)} \right)$$

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

$$\delta\gamma = 0,0484^\circ$$

$$\delta\theta = 0,0332^\circ$$

$$\delta H_{\text{нач}} = 0,0477^\circ$$

$$\delta H_{\text{кон}} = 0,1124^\circ$$

$$L = 0,591 \text{ км}$$

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. – М.: BMSTU Press, 2004 г.
5. Курс лекций преподавателя кафедры ИУ11 МГТУ им. Н.Э.Баумана Д.Б. Пазычева, 2024 г.