

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования
«Южно-Уральский государственный университет» (национальный исследовательский университет)
Высшая школа электроники и компьютерных наук
Кафедра «Информационно-измерительная техника»

РАБОТА ПРОВЕРЕНА

Рецензент, к.т.н., доцент

_____ / В.В. Коваленко /

« ____ » _____ 2020 г.

ДОПУСТИТЬ К ЗАЩИТЕ

Заведующий кафедрой, д.т.н., проф.

_____ / А.Л. Шестаков /

« ____ » _____ 2020 г.

Калибровка точностных параметров бесплатформенных инерциальных навигационных систем

(наименование темы работы (проекта))

ВЫПУСКНАЯ КВАЛИФИКАЦИОННАЯ РАБОТА

ЮУрГУ – 12.03.01.2020.308-613.ВКР

(код направления/специальности, год, номер студенческого)

Руководитель: доцент каф. ИнИТ

_____ / Д.А. Кацай /

« ____ » _____ 2020 г.

Автор

студент группы КЭ – 225

_____ / М.Е. Николаев /

« ____ » _____ 2020 г.

Нормоконтролер, доцент кафедры ИнИТ

_____ / А.С. Волосников /

« ____ » _____ 2020 г.

АННОТАЦИЯ

Николаев М.Е. Калибровка точностных параметров бесплатформенных инерциальных навигационных систем – Челябинск: ЮУрГУ, КЭ; 2020, 115 с., 55 ил., библиогр. список – 50 наим., 4 прил.

Цель работы: повышение точности и достоверности оценки составляющих инструментальных погрешностей параметров бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) с помощью процедур калибровки.

Задачи:

1. Аналитически обзор по методам анализа точностных параметров БИНС.
2. Разработка математической модели БИНС с инструментальными погрешностями.
3. Разработка алгоритма калибровки параметров БИНС.
4. Проведение эксперимента по разработанной методике калибровки БИНС.

В данной выпускной квалификационной работе представлена методика калибровки точностных параметров бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС). Разработана математическая модель процессов калибровки погрешностей чувствительных элементов БИНС. Разработан алгоритм калибровки параметров БИНС. Проведены экспериментальные исследования разработанной методики калибровки БИНС.

Чувствительные элементы в бесплатформенных инерциальных навигационных системах содержат ошибки (погрешности), с прохождением некоторого промежутка времени происходит накопление ошибок, таких как: скорость, угол тангажа, угол крена, угол рыскания, координат, ориентация объекта. Исходя из этого, существует путь повышения точности навигации, эта задача заключается в оценивании погрешности чувствительных элементов БИНС, с последующим введением калибровочных коэффициентов (поправок) в показания чувствительных элементов. Таким образом исследования, посвященные вопросам калибровки точностных параметров БИНС являются весьма актуальными.

					ЮУрГУ – 120401.2020.613 ПЗ			
Изм.	Лист	№ документа	Подпись	Дата				
Разраб.		Николаев М.Е.			Калибровка точностных параметров бесплатформенных инерциальных навигационных систем	Лит	Лист	Листов
Проверил		Кацай Д.А.					4	115
Н. контр.		Волосников А.С.				ЮУрГУ		
Утвердил		Лапин А.П.				Кафедра ИНИТ		

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ		7
1 ОБЗОР ОСНОВНЫХ ПОЛОЖЕНИЙ, ТЕОРИЙ, КОНЦЕПЦИЙ.....		10
1.1 Схемы построения БИНС		10
1.1.1 БИНС с акселерометрами и ДУС		10
1.1.2 Акселерометрические БИНС		18
1.1.3 БИНС на акселерометрах и неуправляемых гироскопах		19
1.2 Чувствительные элементы БИНС – маятниковые акселерометры		19
1.3 Чувствительные элементы БИНС – датчик угловой скорости		23
1.4 Точностные параметры БИНС		25
1.5 Методы калибровки БИНС		28
1.5.1 Метод калибровки БИНС в два этапа		28
1.5.2 Метод калибровки БИНС на грубых и точных стендах.....		29
1.5.3 Методика калибровки измерительных каналов БИНС		30
Вывод по главе 1		34
2 ТЕОРЕТИЧЕСКАЯ РАЗРАБОТКА НОВЫХ НАУЧНЫХ ИДЕЙ.....		36
2.1 БИНС с углами Эйлера – Крылова		36
2.2. Модель ошибок БИНС		53
2.3 Анализ ошибок БИНС.....		54
2.3.1 Ошибки БИНС в случае неточного определения вертикали		56
2.3.2 Ошибки БИНС, вызванные погрешностями акселерометров		59
2.3.3 Ошибки БИНС, вызванные дрейфом гироскопов.....		62
2.3.4 Ошибки вертикального канала БИНС.....		66
2.3.5 Структурная схема ошибок северного канала БИНС.....		67

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						5
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

Вывод по главе 2.....	69
3 РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ КАЛИБРОВКИ И ПРОГРАММЫ ИСПЫТАНИЙ.....	70
3.1 Математическая модель БИНС.....	70
3.2 Моделирование математической модели БИНС.....	75
3.5 Внесение ошибок чувствительных элементов в программу.....	84
3.6 Система фильтрации помех.....	89
Вывод по главе 3.....	92
4 ВНЕСЕНИЕ КАЛИБРОВОЧНЫХ КОЭФФИЦИЕНТОВ И ПРОВЕДЕНИЕ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ПРОЦЕССОВ КАЛИБРОВКИ ТОЧНОСТНЫХ ПАРАМЕТРОВ.....	93
4.1 Этапы проведения эксперимента.....	93
4.2 Проведение калибровки для бесплатформенной инерциальной навигационной системы.....	95
4.3 Анализ экспериментальных данных.....	96
Выводы по главе 4.....	103
ЗАКЛЮЧЕНИЕ.....	104
БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК.....	106
ПРИЛОЖЕНИЕ А.....	112
ПРИЛОЖЕНИЕ Б.....	113
ПРИЛОЖЕНИЕ В.....	114
ПРИЛОЖЕНИЕ Г.....	115

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						6
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

ВВЕДЕНИЕ

При решении задач с навигацией летательных аппаратов всегда была актуальной проблема точного и быстрого определения местоположения движущихся объектов.

Непрерывно растущая интенсивность потоков в воздушном пространстве приводит к тому что необходим постоянный рост к требованиям по точности и достоверности определения навигационных параметров.

Инерциальные навигационные системы является наиболее популярным средством навигации на большинстве видов движущихся объектов. Однако для беспилотных летательных аппаратов наиболее подходящим средством навигации, ввиду своих малогабаритных размеров, является бесплатформенные инерциальные навигационные системы (1).

Инерциальная навигация – метод ориентации подвижных объектов (скорости, ускорения и координат местоположения), работающий на основании показаний чувствительных элементов (акселерометр, датчик угловой скорости) и при этом автономным образом, то есть без использования внешней информации (2). Ввиду своей автономности, метод занимает особое место среди всех навигационных методов, поскольку благодаря данному методу при решении навигационной задачи нет необходимости во внешних сигналах (информации, измерений). Благодаря чему, метод инерциальной навигации находит наиболее широкие применения по управлению летательными аппаратами, космическими аппаратами и различными судами.

Исходя из показаний чувствительных элементов формируются данные в инерциальных навигационных системах (ИНС). Такие как:

- датчик угловой скорости или гироскоп с обратной связью, работающий как динамически настраиваемый гироскоп;
- акселерометр – приборы, измеряющие скорость объекта, благодаря воздействию сил ускорений на их чувствительную массу.

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						7
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

Чувствительные элементы содержат ошибки, показания которых с течением времени приведут к накоплениям ошибок, которые могут привести к серьезным ошибкам определения скоростей, координат и ориентации объекта. Вследствие чего, для решения задачи повышения точности навигации предлагается оценивание ошибок чувствительных элементов, с последующим введением поправок в показания датчиков. Определение ошибок чувствительных элементов, с последующим внесением корректирующего коэффициента и называется калибровкой.

Начиная с 1970-х годов, исследования проблем калибровки датчиков инерциальных навигационных систем затрагивались во многих специализированных предприятиях и научных учреждениях. В частности, можно отметить некоторые посвященные решению задачи калибровки, такие как (3; 4). Существует большое количество исследований посвященные решению этой проблемы, однако нет общей целостной и методически корректной теории, содержащей в себе подробное описание проблемы калибровки. В частности, это связано с тем, что обмен информации между научно-инженерными сообществами недостаточно эффективен, а вследствие секретности публикации очень скупы. В основном предприятия используют свои алгоритмы, основанные на профессиональные точки зрения, благодаря которым получают весьма точные результаты. Данные алгоритмы могут быть весьма полезными и эффективными в частных случаях, которые возникают на предприятиях, однако в таком случае источник основных погрешностей остается непонятен, при этом остаются необсуждаемыми предельно допустимые точности оценивания, в связи с чем улучшить и усовершенствовать алгоритмы калибровки представляется практически невозможным. В связи с вышеизложенной информацией представляется актуальным точное и четкое описание алгоритмов калибровки со строгих математических (5).

Наиболее эффективным подходом к калибровке считается подход, связанные с оцениванием в линейных динамических системах (6).

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						8
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

ИНС бывают двух типов: на гиросtabilизированной платформе, то есть платформенные инерциальные навигационные системы (ПИНС) и бесплатформенные (БИНС). В БИНС акселерометры и гироскопы жестко связаны с корпусом прибора (7).

Целью выпускной квалификационной работы является повышение точности и достоверности оценки погрешности измерений параметров бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) с помощью процедур калибровки. Достижение поставленной цели потребовало решения следующих задач:

1. Аналитически обзор по методам анализа точностных параметров БИНС.
2. Разработка математической модели.
3. Разработка алгоритма калибровки параметров БИНС.
4. Проведение эксперимента по разработанной методике калибровки БИНС.

Научная новизна. Разработка нового итерационного алгоритма калибровки блока акселерометров и датчиков угловой скорости в составе БИНС. Разработка математической модели процесса калибровки БИНС.

Практическая значимость работы состоит во внедрении результатов исследования в перспективные разработки предприятий.

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						9
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

1 ОБЗОР ОСНОВНЫХ ПОЛОЖЕНИЙ, ТЕОРИЙ, КОНЦЕПЦИЙ

1.1 Схемы построения БИНС

Бесплатформенные инерциальные навигационные системы разделяются на три категории по схематике построения. Существует несколько типов сборок бесплатформенных инерциальных навигационных систем такие как: датчики угловой скорости вместе с акселерометрами, свободные гироскопы в сочленении с акселерометрами и просто акселерометры, уставленные по несколько штук на оси.

Наиболее эффективной и распространённой схемой компоновки является БИНС с акселерометрами и ДУС, поэтому дальнейшей разбор теории и прутики будет основываться на использовании данной схемы.

1.1.1 БИНС с акселерометрами и ДУС

Рассмотрим задачу для БИНС, когда летательный аппарат (ЛА) движется вдоль плоскости меридиана, при этом планету Земля представим, как не вращающаяся сфера.

Исходное положение летательного аппарата свяжем с географической системой координат (ГСК) $OX_{g0}Y_{g0}Z_{g0}$ (рисунок 1.1). Ось OX_{g0} лежит в плоскости горизонта, направление значитя на север, ось OY_{g0} имеет направление истинной вертикали вверх, ось OZ_{e0} имеет направление на восток, т.е. перпендикулярна к плоскости чертежа. Предположим, что скорость и координаты летательного аппарата в начальный момент времени соответствуют $V_{Xg}(t_0) \quad \varphi(t_0)$. Систему координат $OXYZ$ привяжем к летательному аппарату. Ось OX имеет направление вдоль продольной оси летательного аппарата, ось OY имеет направление вверх, т.е. перпендикулярна крыльям ЛА, ось OZ имеет направление вдоль поперечной оси. Согласно задаче, имеется положение что система координат $OXYZ$ совпадает с системой координат $O_0X_{g0}Y_{g0}Z_{g0}$ в начальный момент времени.

Пусть на борту летательного аппарата размещены два линейных акселерометра A_x и A_y , при этом оси чувствительности направлены по продольной и нормальной

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						10
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

OX , OY соответственно. А так же присутствует гироскопический датчик измеряющий угловую скорость ω_z вдоль оси OZ .

Представим что летательный аппарат совершает перемещение от точки O_0 до точки O_1 , с некоторой координатой по широте φ , подлежащая определению. Начальная ориентация OX_{g0} , OY_{g0} , а так же текущая ориентация OX_g , OY_g осей ГСК будет исходить из точки O_1 . В случае если направление истинной вертикали OY_g будет известно в каждый момент времени, то для решения данной задачи необходимо измерение угла между осями OY_{g0} и OY_g (см. рисунок 1.1, заимствован из (8)).

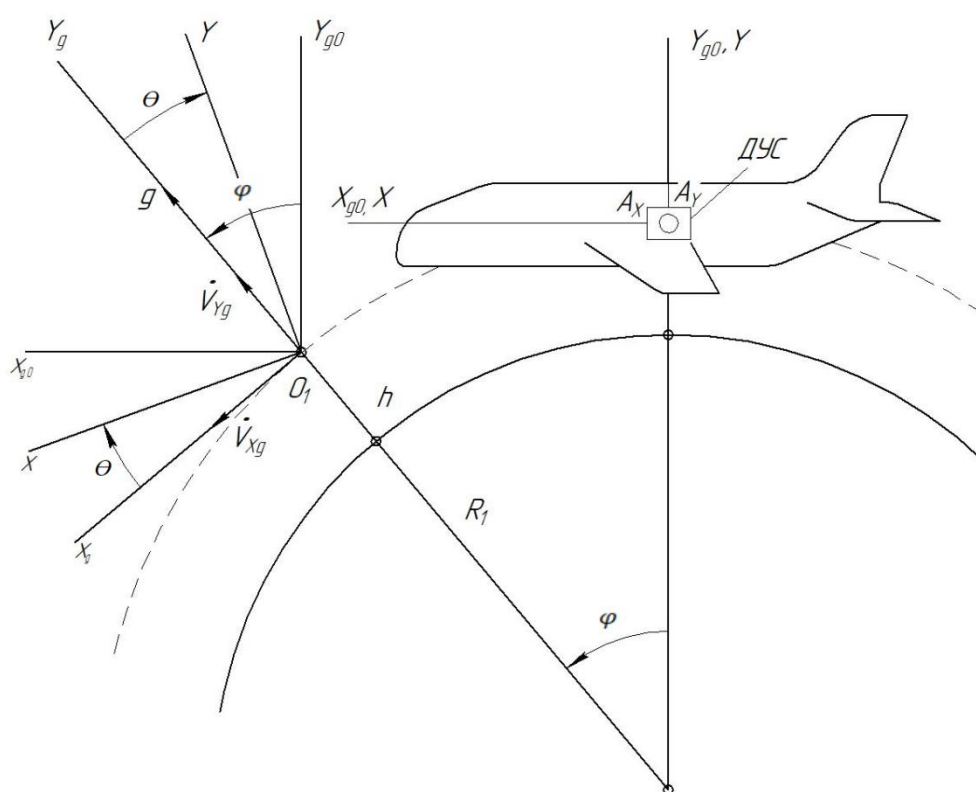


Рисунок 1.1 – БИНС с трех осевыми датчиками угловой скорости и трех осевыми акселерометрами

Исходя из вышперечисленного, можно сделать вывод что одной из основных задач в навигации является задача построения вертикали на борту подвижного

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						11
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

объекта, поскольку имеется эквивалентность задачи навигации и задача построения (9).

Предположим, что система координат, связанная с летательным аппаратом и географическая система координат отклонена на некоторый угол тангажа θ , через точку O_l . Акселерометры по своей специфике измеряют не абсолютное ускорение объекта, а кажущееся ускорение. Кажущееся ускорение – это разница между абсолютным ускорением и ускорением силы тяжести. На оси ребер OX_g и OY_g географического трехгранника $OX_gY_gZ_g$ зададим кажущееся ускорение \mathbf{n} в виде проекций вектора \dot{V}_{Xg} и g (рисунок 1.2, заимствован из (8)).

Кажущееся ускорение \mathbf{n} измеряют при помощи акселерометров, т.е. проекции вектора \mathbf{n} на оси OX и OY связанного трехгранника имеет совпадение с осями акселерометра.

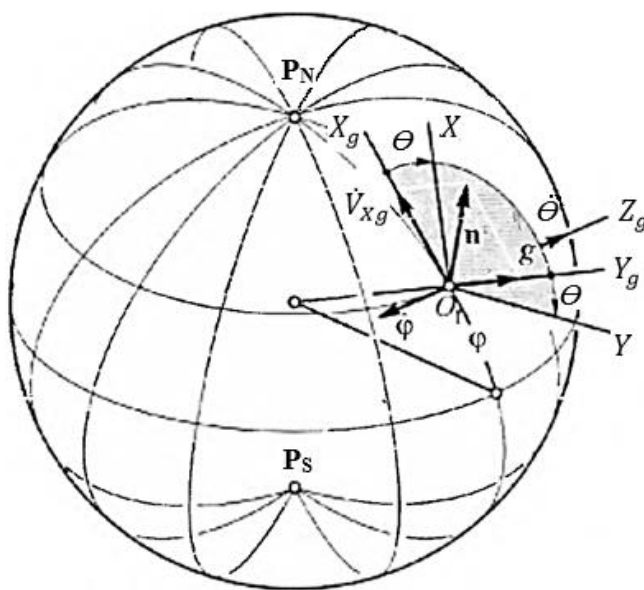


Рисунок 1.2 – Наглядное расположение географического и связанного трехгранников

Согласно с рисунком 1.1 и рисунком 1.2, можно спроецировать кажущееся ускорение на оси акселерометров в виде формул, которые имеют вид:

$$\begin{aligned} n_X &= \dot{V}_{Xg} \cos \theta + g \sin \theta; \\ n_Y &= g \cos \theta - \dot{V}_{Xg} \sin \theta, \end{aligned} \quad (1.1)$$

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						12
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

где g – сила тяжести;

\dot{V}_{Xg} – ускорение летательного аппарата в направлении на север.

При решении обратной задачи, то есть при перепроектировании от показаний акселерометров к географической системе координат, можно воспользоваться следующей формулой

$$n_{Xg} = n_X \cos \theta - n_Y \sin \theta, \quad (1.2)$$

для определения линейного ускорения летательного аппарата в направлении X , то есть в северном, необходимо подставить (1.1) а (1.2), тогда получится

$$n_{Xg} = (\dot{V}_{Xg} \cos \theta + g \sin \theta) \cos \theta - (g \cos \theta - \dot{V}_{Xg} \sin \theta) \sin \theta = \dot{V}_{Xg}. \quad (1.3)$$

Для того что бы найти ускорение \dot{V}_{Xg} , в первую очередь необходима информация по углу θ , далее из связанной системы координат переводим в географическую показания акселерометра. Далее, для нахождения скорости и координат летательного аппарата необходимо двойное интегрирование ускорения \dot{V}_{Xg} . На рисунке 1.3 можно увидеть принцип определения скоростей и координат инерциальным способом (заимствован из (8)).

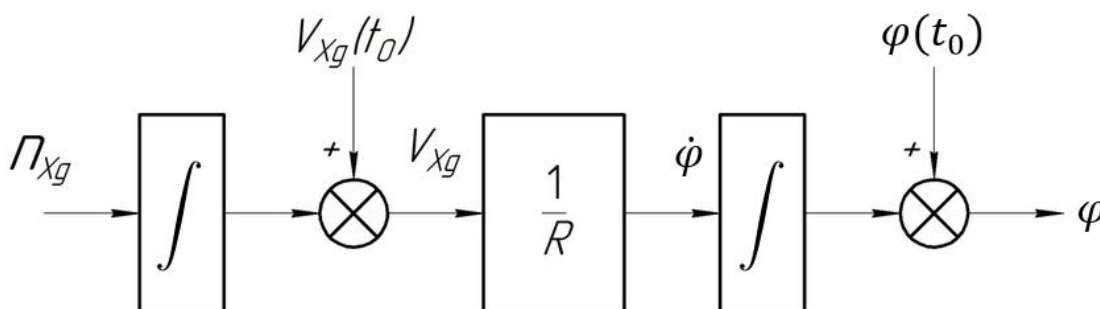


Рисунок 1.3 – Инерциальный способ определения координат и скоростей

Пересчет информации необходим для получения значения ускорения n_{Xg} по уравнению (1.2). Результат будет получен как ускорение летательного аппарата

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						13
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

вдоль северного горизонта. Для получение линейной скорости V_{Xg} необходимо сложить начальную скорость летательного аппарата $V_{Xg}(t_0)$, с линейной скоростью в северном направлении, которое есть на выходе первого интегратора. Для получения угловой скорости изменений широты ЛА $\dot{\varphi}$, необходимо совершить деление скорости на радиус-вектор $R = R_3 + h$ (R_3 – радиус Земли, h – высота). для получения координаты широты φ необходимо начальное значение широты $\varphi(t_0)$ сложить с интегралом по $\dot{\varphi}$.

Данная задача была решена (найдена широта и скорость объекта) с учетом того что был известен угол тангажа θ . Усложним задачу, для этого найдем угол тангжа между связанно системой координат и географической системой координат. Формула измерения абсолютной угловой скорости с помощью гироскопического датчика угловой скорости представлена ниже

$$\omega_z = \omega_{zg} + \dot{\theta} = \dot{\theta} - \dot{\varphi}, \quad (1.4)$$

где ω_{zg} – переносная угловая скорость ребра OZ связанного трехгранника;

$\dot{\theta}$ – относительная угловая скорость ребра OZ связанного трехгранника.

Исключая из показаний датчиков переносную угловую скорость $\omega_{zg} = -\dot{\varphi}$ с последующим интегрированием, можно найти угол θ . Действие представленно в формуле (1.5).

$$\theta = \int_{t_0}^t (\omega_z - \omega_{zg}) dt + \theta(t_0) = \int_{t_0}^t \dot{\theta} dt + \theta(t_0), \quad (1.5)$$

где $\theta(t_0)$ – начальный угол тангажа.

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						14
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

В алгоритме вычисления координат местоположения ЛА можно найти угловую скорость $\dot{\varphi}$. Схема представленная на рисунке 1.4 является северным каналом (заимствован из (8)).

Данная структурная схема представляет собой алгоритм идеальной работы северного канала БИНС, поскольку акселерометры и датчики угловой скорости не имеют погрешностей.

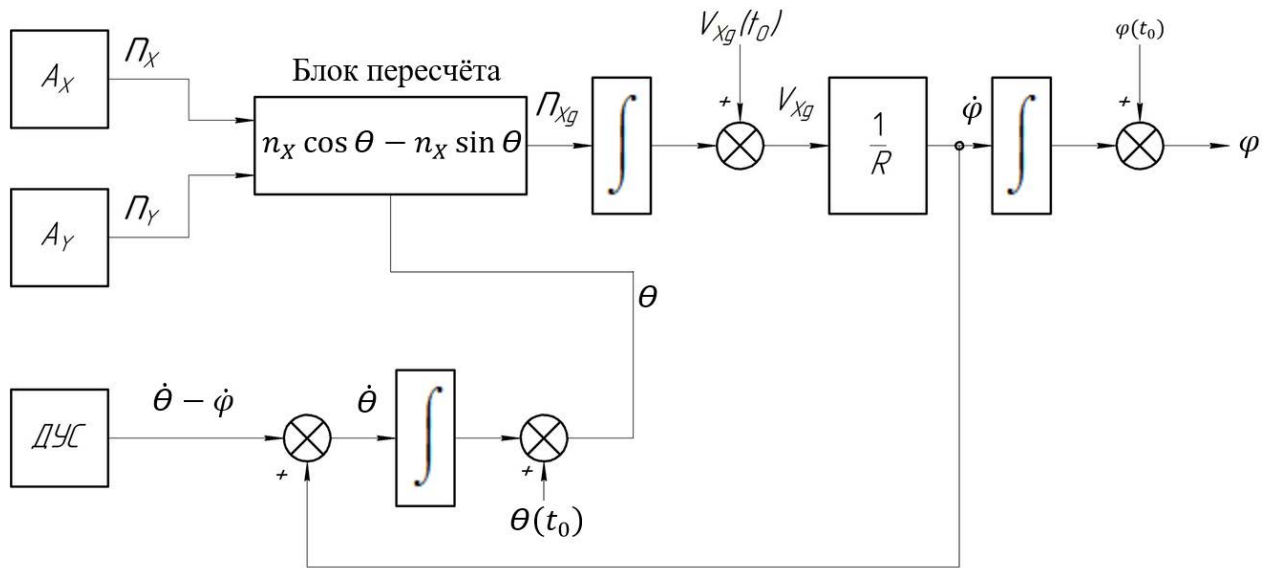


Рисунок 1.4 – Схема идеального алгоритма работы северного канала БИНС

Следующая задача необходима для расчёта высоты полета и вертикальной скорости летательного аппарата. Это является вертикальным каналом БИНС. Зададим летательному аппарату некоторое вертикальное ускорение \dot{V}_{Yg} . В таком случае оси чувствительности акселерометра будут иметь следующие проекции кажущегося ускорения и иметь вид:

$$\begin{aligned} n_x &= \dot{V}_{Xg} \cos \theta + (g + \dot{V}_{Yg}) \sin \theta; \\ n_y &= (g + \dot{V}_{Yg}) \cos \theta + \dot{V}_{Xg} \sin \theta. \end{aligned} \quad (1.6)$$

Равенство (1.6) необходимо спроектировать на ось OY_g

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						15
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

$$n_{Yg} = [\dot{V}_{Xg} \cos \theta + (g + \dot{V}_{Yg}) \sin \theta] \sin \theta + [(g + \dot{V}_{Yg}) \cos \theta + \dot{V}_{Xg} \sin \theta] \cos \theta = g + \dot{V}_{Yg}. \quad (1.7)$$

Исключая из кажущегося ускорения величину силы тяжести g с последующим двойным интегрированием ускорения \dot{V}_{Yg} получаем вертикальную скорость V_{Yg} и высоту h , при этом необходимы знания о начальных значениях скорости и высоты $V_{Yg}(t_0)$, $h(t_0)$ соответственно. Для компенсации силы тяжести, необходима модель гравитационного поля Земли. Структурная схема вертикального канала БИНС представлена на рисунке 1.5 (заимствован из (8)).

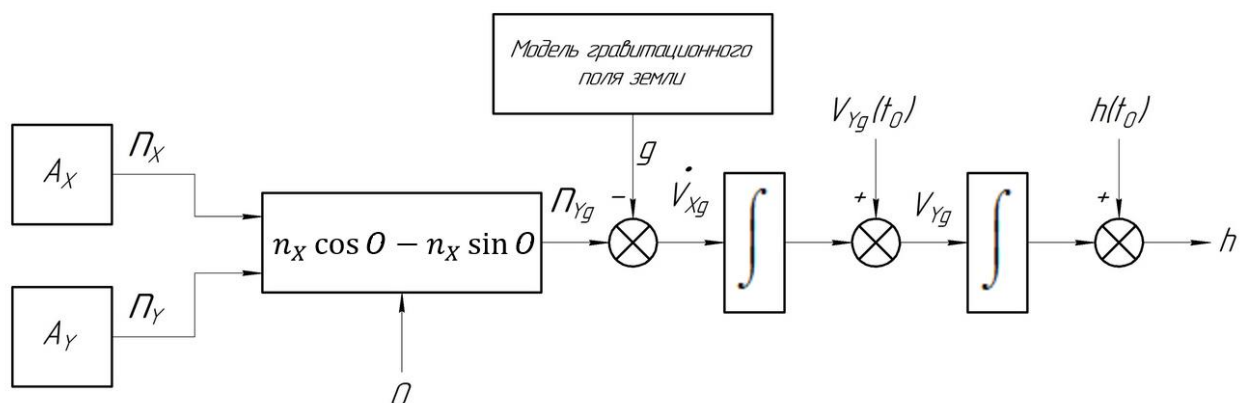


Рисунок 1.5 – Структурная схема вертикального канала БИНС

Данная схема имеет специфику неустойчивости, то есть постоянный рост ошибки, вследствие чего в автономном режиме он используется крайне редко.

Можно обратить внимание, что акселерометр и гироскоп во время определения навигационного положения ЛА, делает это без использования информации вне летательного аппарата. Автономность – ключевое достоинство БИНС в сравнении с другими методами.

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						16
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

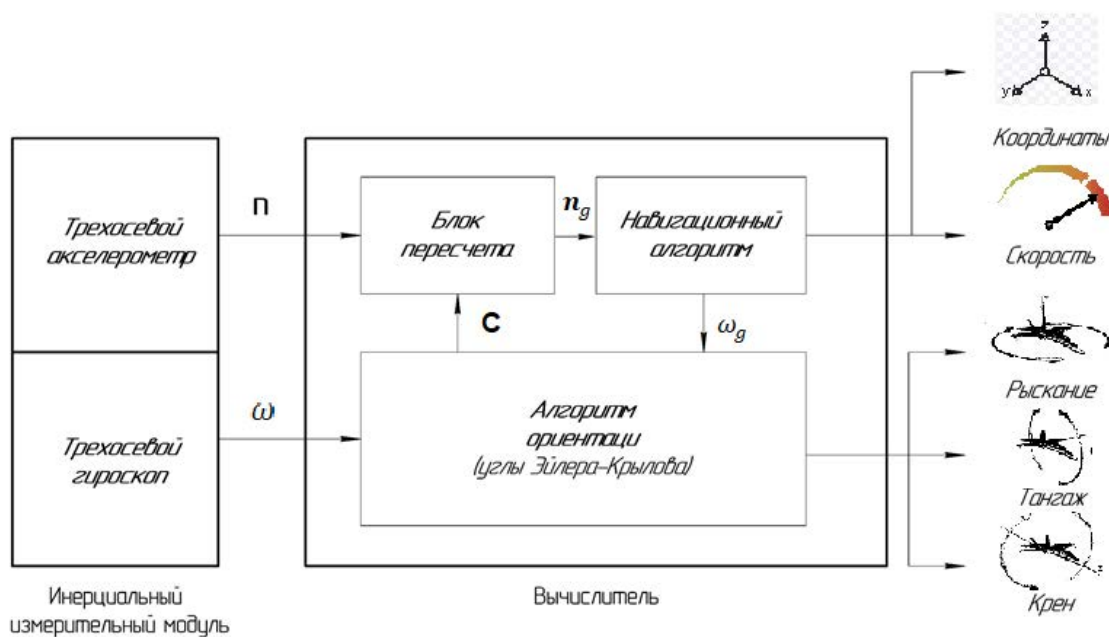


Рисунок 1.6 – Упрощенная схема БИНС

На рисунке 1.6 можно увидеть все блоки работы БИНС.

- прибор необходимый для определения кажущегося ускорения и его проекции называют акселерометром;
- устройство необходимое для преобразования проекций кажущегося ускорения называют блоком пересчета;
- программу необходимую для обработки показаний акселерометра и гироскопа в навигационные параметры называют навигационным алгоритмом;
- прибор предназначенный для определения абсолютной угловой скорости и проекций называют гироскопом;
- алгоритмом ориентаций называют программу для решений задач ориентации, а также для формирования матрицы перехода используемая в блоке присчёта. Алгоритм ориентации имеет множество реализаций с использованием различных параметров. Алгоритм ориентации в данной работе будет реализован при помощи углов Эйлера-Крылова.

Инерциальные навигационные системы с использованием гиросtabilизированных платформ (ГСП) имеют некоторые недостатки в сравнении с БИНС. Основной недостаток ГСП это большой вес из-за объемной

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						17
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

конструкции. Но есть и преимущества в сравнении с БИНС. Высокая вибрационная нагрузка на чувствительные элементы БИНС является серьезным недостатком, вследствие чего к элементам БИНС предъявляются высокие требования. Поскольку БИНС закрепляется прямо на борту ЛА, в то время как инерциальные системы и использованием ГСП способно гасить вибрационные возмущения (10; 8).

Кварцевые маятниковые акселерометры часто применяют как измерители ускорений в авиационной и ракетно-космической технике, поскольку они имеют высокую точность. Их используют как в бесплатформенных инерциальных навигационных системах, так и отдельной для других измерений. Они используются как автономно, так и в составе бесплатформенных инерциальных навигационных систем (11). Поэтому в дальнейшем будем рассматривать маятниковые акселерометры.

Для измерения угловой скорости в БИНС будет использоваться динамически настраиваемый гироскоп (ДНГ). Поскольку данный прибор имеет высокую точность (случайная составляющая нулевого сигнала не более 2 град./час), при относительно не высокой стоимости. ДНГ считаются весьма надёжными и способны измерять сигнал в большом диапазоне (от 300 до 700 град./с). Согласно техническому заданию, ДНГ в качестве ДУС является наиболее приемлемым для использования в БИНС.

1.1.2 Акселерометрические БИНС

В акселерометрических БИНС движение ЛА определяется только с помощью сигналов от акселерометров. Это реализовано благодаря использованию двух акселерометров на каждой оси. Расположение осей чувствительности акселерометров разделяют на два способа (12).

Первый способ заключается в установке пары акселерометров вдоль каждой оси, при этом они должны устанавливаться перпендикулярно той оси, на которую устанавливаются.

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						18
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

Второй способ схож, но отличается тем что установка акселерометров осуществляется параллельно той оси, на которую устанавливаются.

1.1.3 БИНС на акселерометрах и неуправляемых гироскопах

Чувствительные элементы в БИНС такого типа работают в совокупности акселерометров и свободных гироскопов. Решение задачи навигации решается путем использования двух гироскопов с кинетическими моментами, которые в начальный момент времени перпендикулярны друг к другу (10).

Свободным гироскопом называют уравновешенный гироскоп, к которому не прикладываются внешние вращающие моменты.

1.2 Чувствительные элементы БИНС – маятниковые акселерометры

Датчиками первичной инерциальной информации являются измерители ускорений – акселерометры, основанные законах классической механики Ньютона. В обычном понимании это конструкция с закрепленной чувствительной массой на гибкой и упругой пластине, другой конец пластины в свою очередь закреплен неподвижно на корпусе, такой вид акселерометра называют маятниковым.

В инерциальной навигационной системе одним из чувствительных элементов является акселерометр («acceleration» — ускорение).

Одним из основных датчиков инерциальной навигационной системы является акселерометр. В обычном понимании это конструкция с закрепленной чувствительной массой на гибкой и упругой пластине, другой конец пластины в свою очередь закреплен неподвижно на корпусе, такой вид акселерометра называют маятниковым. Благодаря конструкции, масса может перемещаться относительно корпуса акселерометра. Внешний вид акселерометра представлен на рисунке 1.7.

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						19
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

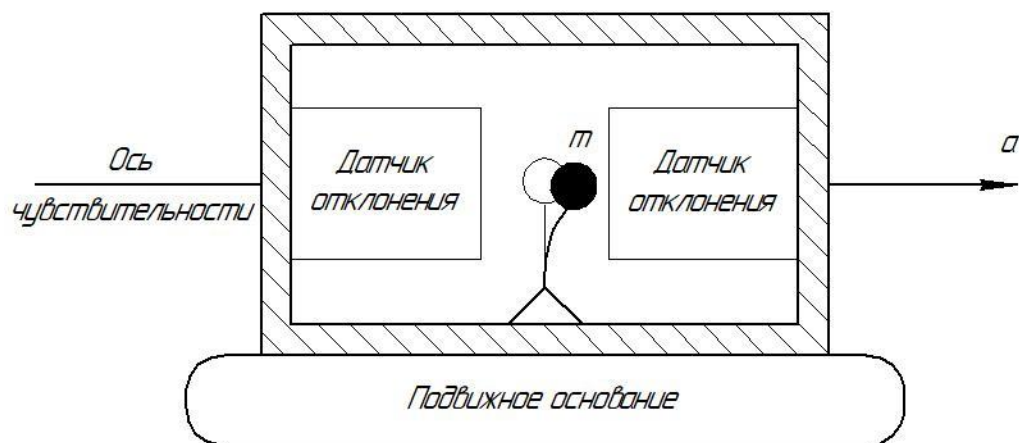


Рисунок 1.7 – Маятниковый акселерометр

Благодаря упругости пластины чувствительная масса на конце неё, при движении всей конструкции, может перемещаться относительно корпуса акселерометра. Специальные датчики определяют это перемещение, в свою очередь электрический сигнал с которых преобразуется в цифровые данные.

Существуют четыре силы, способствующие движению чувствительных масс:

- сила инерции;
- сила тяготения;
- сила упругости пластины (поперечная и продольная).

Для математического описания работы акселерометра примем, что вектор \vec{a} – абсолютное ускорение чувствительной массы акселерометра. Вектор \vec{g} – ускорение силы тяжести в месте подвижного основания. Вектор \vec{A} – удельная сила действующая на чувствительную массу, где $\vec{A} = \vec{a} - \vec{g}$. В случае если удельная сила равна отрицательному ускорению силы тяжести, то это означает что акселерометр неподвижен относительно Земли.

Предположим, что в составленном уравнении относительного движения чувствительной массы, собственные частоты колебания массы много больше частот движения основания, то можно понять, что за период собственных колебаний, отклонение чувствительной массы пропорционально величине

$$(\vec{a} - \vec{g})_a + \chi (\vec{a} - \vec{g})_a \cdot (\vec{a} - \vec{g})_a^\perp,$$

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						20
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

где $(\vec{a} - \vec{g})_a$ и $(\vec{a} - \vec{g})_a^\perp$ проекции удельных сил на оси чувствительности акселерометра и на ось находящуюся перпендикулярную оси чувствительности и линии крепления пластины акселерометра. Коэффициент «Маятниковости» зависит от жесткости пластины и обозначается он как остоянный коэффициент χ . Показания акселерометра также могут исказиться при преобразовании в цифровую величину (13). Общепринятая модель показаний маятникового акселерометра имеет вид

$$f'_0 = (1 + k_0)A_a + \varepsilon_0 + \chi A_a A_a^\perp + \delta f_0, \quad (1.8)$$

где f'_0 – значения акселерометра;

A_a – проекция удельной силы акселерометра;

A_a^\perp – проекция удельной силы на перпендикулярную ось акселерометра;

δf_0 – непараметрическая ошибка.

Для точной калибровки флуктуационная ошибка δf_0 , а точнее её амплитуда, является слишком большой. Для её снижения воспользуемся стандартным методом. Для этого проведем серию независимых однотипных измерений показаний акселерометра $f'(t), t = 1, \dots, N$, после чего выведем среднее значение:

$$\bar{f}' = \frac{1}{N} \sum_{t=1}^N f'(t).$$

После данной процедуры полезный сигнал, являющийся параметрической частью модели акселерометра, не поменяется, при этом высокочастотный сигнал после осреднения станет около нулевой. После проведения процедуры будет значительное уменьшение величины амплитуды остаточной нестабильности электромеханической схемы акселерометра. Представим, что процедура осреднения уже выполнена и об осредненной ошибки известно, что

$$|\delta f_0| \leq \delta f_{max}, \quad (1.9)$$

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						21
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

где δf_{max} – является известной величиной. Также пренебрежем перекрёстным членом $\chi A_a A_a^\perp$, при этом будем иметь ввиду что флуктуационная ошибка δf_0 существенно больше этого значения (14).

В качестве датчика будет использован маятниковый акселерометр А-30, поскольку он удовлетворяет требованиям ТЗ. Паспортные данные датчика представлены в таблице 1.1 (15).

Таблица 1.1 – Паспортные данные маятникового акселерометра А30

Наименование параметров	Значение
1. Диапазон измерения, g	±30
2. Диапазон изменения выходного напряжения, В	-10...+10
3. Смещение нуля (систематическое паспортное значение), *10⁻³g	-10...+10
4. Нестабильность (дрейф) смещения нуля при заданной температуре:	
- от запуска к запуску, *10 ⁻³ g;	±0,1
- в запуске (12 часов), *10 ⁻³ g	±0,05
5. Погрешность коэффициента преобразования, ppm	±100
6. Диапазон рабочих температур, °С	-40...+60
7. Температурные погрешности:	
- смещения нуля, *10 ⁻³ g/°С;	0,1
- коэффициента преобразования, ppm/°С	<100
8. Наличие термодатчика для алгоритмической термокомпенсации	да
9. Полоса пропускания, Гц	150
10. Напряжение электропитания, В	± (15 ± 0,1)
11. Габаритные размеры, мм	37x26x41
12. Масса, грамм, не более	90

1.3 Чувствительные элементы БИНС – датчик угловой скорости

Динамически настраиваемый гироскоп (ДНГ) – это прибор, работающий в качестве датчика угловой скорости, является датчиком первичной информации, имеющий высокую точность, низкую стоимость и малое время готовности. Недостатком ДНГ является сложность в производстве упругого подвеса, поскольку высокие требования предъявляются к допускам толщины его шеек.

ДНГ – это устройство, вращающееся на неподвижном основании, имеющий роторный механизм, соединенный через кардановое кольцо с валом двигателя. В качестве упругих подвесов используется места соединения вала с кольцом и ротора с кольцом, они в итоге образуют ортогональную систему трёх вращательных степеней свободы. В случае, когда резонансные частоты ротора и частоты вращения вала имеют совпадения, а также когда инерциальные моменты и моменты вязкого трения компенсируют друг друга, находящиеся в упругом подвесе, в таком случае ДНГ ведет себя как антистатический, но при малых углах отклонения.

ДНГ имеет ряд преимуществ, в сравнении с другими устройствами ДУС: Время готовности не более 3 с, хорошее отношение точности к стоимости (дрейф нулевого сигнала не более 0,1 град/час), диапазон измеряемых величин от 300 до 700 град/с, высокая надежность устройства. Данные параметры реализуются благодаря большому количеству тарировок и регулировок прибора.

Датчики, основанные на иных принципах измерения угловой скорости, не всегда удовлетворяют требованиям систем управления точностью, по стабильности, и уступают ДНГ по устойчивости. Таким образом ДНГ являются наиболее надёжными и дешевыми по эксплуатационным критериям в течении всего срока эксплуатации. По оценкам экспертов, для работы БИНС в измерении угловой скорости в ближайшие 5-10 лет оптимальным выбором по точности и стоимости, для приборов среднего класса, будет являться ДНГ.

Существуют некоторые пути по улучшению характеристик прибора. Для увеличения частоты вращения ротора необходимо уменьшение его массы, для

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						23
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

увеличения точности прибора необходима повышение точности изготовления его деталей и возможно применение новых материалов, всё это может повысить эффективность работы ДНГ. При этом эти улучшения могут привести к потере надёжности продолжительных сроках эксплуатации, возможно появление нестабильности параметров, а также увеличение стоимости (16).

Существует другой путь – это использование совершенно новых узлов прибора, которые могут повысить точность, а изменение алгоритма управления нулевым сигналом, не меняя при этом технологический процесс, повысить надёжность системы без излишних затрат на изготовление деталей датчика.

По словам технического директора В. Сивов, изготовление таких гироскопов является трудоемким процессом. Материалы, используемые в производстве, являются уникальными которые проходят через лабораторные условия, такие как электротехнические сплавы и иные специальные сплавы. Обработка таких сплавов нуждается в индивидуальном подходе к каждому их виду. Полное производство одного гироскопа занимает порядка восьми месяцев. Применяются высокие технологии при производстве данных изделий, для получения качественных деталей, обеспечивающих стабильность результирующих параметров. Одним из прорывов в производстве данных приборов стало изготовление их без использования термостатирования (17).

Благодаря производственным мощностям предприятия, стало возможно выпускать порядка 100 гироскопов в год, в ближайшей перспективе планируется увеличить этот показатель до 150. В 2012 году потребности в использовании гироскопов возросло в 10 раз, благодаря государственной программе (18).

В качестве датчика будет использован динамически настраиваемый гироскоп ДНГ-15, поскольку он удовлетворяет требованиям ТЗ. Паспортные данные датчика представлены в таблице 1.2 (19).

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						24
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

Таблица 1.2 – Паспортные данные ДНГ-15

Наименование параметров	Значение
Систематическая составляющая дрейфа, ° /ч - не зависящая от ускорения - пропорциональная ускорению	±45 ±5
Случайный дрейф в запуске, ° /ч (3sigma) - в режиме термостатирования - без термостатирования	0,1 -
Случайная составляющая дрейфа от - запуска к запуску, °/ч	0,7
Диапазон измеряемых угловых скоростей, °/с - кратковременно (не более 2с) - постоянно	150 60
Крутизна выходной характеристики, °/(ч/мА)	690±50
Разгон гиromотора, с	3
Рабочий диапазон температур окружающей среды, °С	+100...-50
Прочность при ударах, g	40
Габаритные характеристики, мм	Ф27x35
Характеристика массы, г	80±5
Ресурс, ч	2000

1.4 Точностные параметры БИНС

В качестве примера рассмотрим один из вариантов бесплатформенной инерциальной навигационной системы, представленной в статье (20) и проведем анализ точностных параметров.

На рисунке 1.8 представлен БИНС-СП-1.

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						25
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		



Рисунок 1.8 – Внешний вид систем БИНС-СП-1 и БИНС-СП-2

В таблице 1.3 представлены точностные характеристики моноблока систем БИНС-СП-1 и БИНС-СП-2 (21).

Таблица 1.3 – Точностные характеристики БИНС-СП-1 и БИНС-СП-2

Погрешность 2σ	БИНС-СП-1	БИНС-СП-2
В инерциальном режиме		
Географические координаты	3,7 км за час полета	1,85 км за час полета
Путевая скорость	4 м/с	1 м/с
Истинный курс (t – время)	$0,2^\circ + 0,02 \times t$	$0,05^\circ + 0,01 \times t$
Угол крена и угол тангажа	$0,1^\circ$	$0,05^\circ$

При расчете доверительного интервала мы можем задать вероятность попадания фактических значений в заданные границы прогноза. Для этого мы задаем значение сигма и, если сигма будет равна:

- 3 сигма — обозначает попадания в доверительный интервал некоторого фактического значения которое составят 99,7%, следовательно, существует вероятность попадания за границу, которая составляет 0,3%.

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						26
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

- 2 сигма — обозначает попадания в доверительный интервал некоторого фактического значения которое составят 95,5 %, следовательно, существует вероятность попадания за границу, которая составляет 4,5 %.

- 1 сигма — обозначает попадания в доверительный интервал некоторого фактического значения которое составят 68,3 %, следовательно, существует вероятность попадания за границу, которая составляет 31,7 %.

Согласно вышеперечисленным правилам, 2 сигма соответствует что попадания в доверительный интервал некоторого фактического значения которое составят 95,5 % (22).

Инерциальный режим, это автономный режим работы, при котором не требуется наличия внешних ориентиров или поступающих извне сигналов.

Исходя из таблицы 1, можно увидеть, что отклонения в географических координатах БИНС-СП-2 без внешних источников сигнала может отклониться на 1,85 км за час полета (23).

Путевая скорость – скорость ЛА относительно земной поверхности. Она может уменьшаться или увеличиваться в зависимости от внешних воздействий, например, ветра. Исходя из таблицы 1, БИНС-СП-2 без внешних источников сигнала может увеличить или уменьшить свою скорость, не более чем на 1 м/с.

Истинный курс – есть двугранный угол между плоскостью истинного меридиана и носовой частью диаметральной плоскости самолета или иного объекта. Иными словами, показывает направление носа самолёта относительно севера. Исходя из таблицы 1, БИНС-СП-2 без внешних источников сигнала накапливает погрешность истинного курса не более чем $0,05^{\circ} + 0,01 \times t$.

Крен и тангаж – это является углами поворота, которые соответствуют углам Эйлера, благодаря которым задается ориентация аппарата относительно нормальной системы координат.

Креном является угол отклонения вертикального положения от плоскости симметрии ЛА. Иначе говоря, это вращение объекта вокруг её продольной оси.

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						27
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

Тангажем является угол отклонения горизонтальной плоскости относительно его продольной оси. Иначе говоря, это вращение объекта относительно горизонтальной поперечной оси инерции.

В дальнейшей работе будет представлена калибровка данных точностных параметров.

1.5 Методы калибровки БИНС

1.5.1 Метод калибровки БИНС в два этапа

Имеется патент (24) в котором описана калибровка бесплатформенных инерциальных навигационных систем. Данный метод может быть применен для калибровки чувствительных элементов в бесплатформенных инерциальных навигационных системах, так как он относится к области приборостроения.

Метод заключается в определении калибровочных коэффициентов инерциальных измерителей, при этом используется модель ошибок, что позволяет добиться повешения точности. Метод состоит из двух этапов, в первую очередь с выхода модели ошибок определяются сигналы, а также вектор ошибок системы. Это необходимо для того что бы определить функции калибровочных коэффициентов инерциальных измерителей, это и есть входные сигналы модели ошибок. Следующий этап включает в себя определение калибровочных коэффициентов по выходным сигналам.

Согласно заявлениям в патенте, используемый полный вектор измерения ошибок БИНС позволяет определить калибровочные коэффициенты, но не измерения ошибок ускорения и угловой скорости исходящих из акселерометров и ДУС. При этом калибровка происходит в автономном режиме.

Основной задачей патента является увеличение точности калибровки бесплатформенных инерциальных навигационных систем (25).

Результат решения указанной проблемы в патенте достигается благодаря тому, что калибровка осуществляется, когда БИНС работает в автономном режиме, что

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						28
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

позволяет учитывать не только инструментальные погрешности, но и снижать влияние принятых при разработке ПО для БИНС приближений (26).

При помощи наклонно-поворотного стола происходит определение коэффициентов модели ошибок БИНС. Для этого необходимо провести последовательные повороты в требуемые фиксированные положения на калибровочном столе. Отличие данного метода от других заключается в том, что калибровочные коэффициенты инерциальных измерителей навигационной системы определяются в два этапа (24).

1.5.2 Метод калибровки БИНС на грубых и точных стендах

Суть метода заключается во вращении БИНС вокруг центра, стоящего неподвижно, при этом имеется возникновение избыточности информации об ориентации, эта информация может быть получена из показаний датчика угловой скорости при интегрировании уравнений Пуансона. Так же с данными акселерометра, которые содержат проекции на трехгранник удельной силы тяжести. Погрешность определения ориентации возникают от инструментальных погрешностей соответствующих чувствительных элементов. Имеется такой план по вращениям, где все параметры погрешности акселерометров и датчиков угловой скорости являются наблюдаемыми, это описано в работах (27; 28). Исходя из этого становится возможным калибровка на грубом стенде, то есть без информации, использованной исходящей от него.

Существует два способа построения калибровки, в зависимости от входной информации, первый способ – использование первичной информации, второй способ – использование вторичной информации. Первый способ заключается в использовании высокочастотных данных (от 50 Гц) с акселерометров и ДУС. Во втором случае, первоначально, необходима некоторая грубая калибровка, для описания навигационной ошибки в некотором интервале калибровки линейными уравнениями ошибок. В таком случае необходимыми данными будут координаты, скорости и углов ориентации, исходящие от БИНС. Известными данными в этом методе является широта и высота места установки стенда.

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						29
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

Первый случай состоит из оценки вектора состояния, который включает в себя составляющие ошибки определения ориентации и инструментальные погрешности составляющей модели, то есть дрейфы ДУСов v_1^0, v_2^0, v_3^0 , так же имеются погрешность масштабного коэффициента $\theta_{ii}, i = 1, 2, 3$ вместе с перекосами осей чувствительности $\theta_{ij}, i \neq j, i, j = 1, 2, 3$, погрешность нулевых значений акселерометра, $\Delta f_1^0, \Delta f_2^0, \Delta f_3^0$ вместе с погрешностями масштабных коэффициентов и перекосы осей чувствительности акселерометра $\Gamma_{11}, \Gamma_{21}, \Gamma_{22}, \Gamma_{23}, \Gamma_{31}, \Gamma_{33}$. Возможно добавление параметра динамического дрейфа датчика угловой скорости, в зависимости от типа ДУС. Для понимания проявления возмущений в данных акселерометра необходимо внесение в вектор состояния параметров отнесения чувствительных масс от оси вращения, это происходит при вращении ДУС, когда чувствительные массы акселерометров не лежат на оси вращения. На практике был реализован данный метод в работе (29), в результате чего параметры являются оцениваемыми, а точность калибровки не изменилась.

При использовании второго метода добавляют динамические ошибки определения скорости координат БИНС в вектор состояния (30).

В данном случае применяют алгоритмы оценивания Калмановского типа.

В алгоритм оценивания могут быть добавлены вспомогательные корректирующие изменения, в случае, когда ориентация платформы определяется из информации от датчиков стенда. Но в таком случае необходимо вести учет об неточности установки БИНС, погрешность измерения углов, а также погрешность синхронизации информационных потоков по времени, включая эти параметры в вектор состояния. Существует реализация данного метода на практике в работе (31), с данным методом параметры являются оцениваемыми, а точность калибровки не изменилась (32).

1.5.3 Методика калибровки измерительных каналов БИНС

В случае, когда в БИНС акселерометр имеет два аналоговых входа/выхода для измерения ускорений, а также один выход измерения температуры датчика, возможно использование данной методики калибровки. В данном случае канал

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						30
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

измерения температуры использует АЦП, который встроен в вычислитель для обработки данных с датчиков, а канал измерения содержит в себе точный стоящий отдельно АЦП. Для данных вычислений может подойти микроконтроллер.

Данная методика калибровки имеет множество принципов, а основной задачей является калибровка аналоговых трактов акселерометра.

1. Первоначальной процедурой является отсоединение акселерометров от измерительных каналов. Калибровка проходит в два последовательных этапа. Первый этап заключается в калибровке угода нуля. Вторым этапом является калибровка максимальной шкалы, при этом необходимо сохранить полученные калибровочные коэффициенты, взятые из энергонезависимой памяти.

2. Калибровка происходит одновременно по всем каналам, это необходимо для уменьшения общего времени.

3. Также производится многоступенчатая калибровка с усреднением всех калибровочных коэффициентов, это необходимо для увеличения точности получаемых результатов.

На рисунке 1.9 представлена последовательность действий согласно разрабатываемой методике по алгоритму калибровки нуля, на рисунке 1.10 представлена последовательность действий алгоритма калибровки полной шкалы.

По экспериментальным данным определяется очередность этапов калибровки. В данном случае результаты получают наибольшую точность калибровки, согласно проведенным опытам.

Максимальное выходное напряжение измерительного тракта равно эталонному напряжению $U_{\text{Зад}}$ в алгоритме калибровки максимальной шкалы. Очевидно, что точность измерительных трактов должна быть ниже точности замера эталонного напряжения.

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						31
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

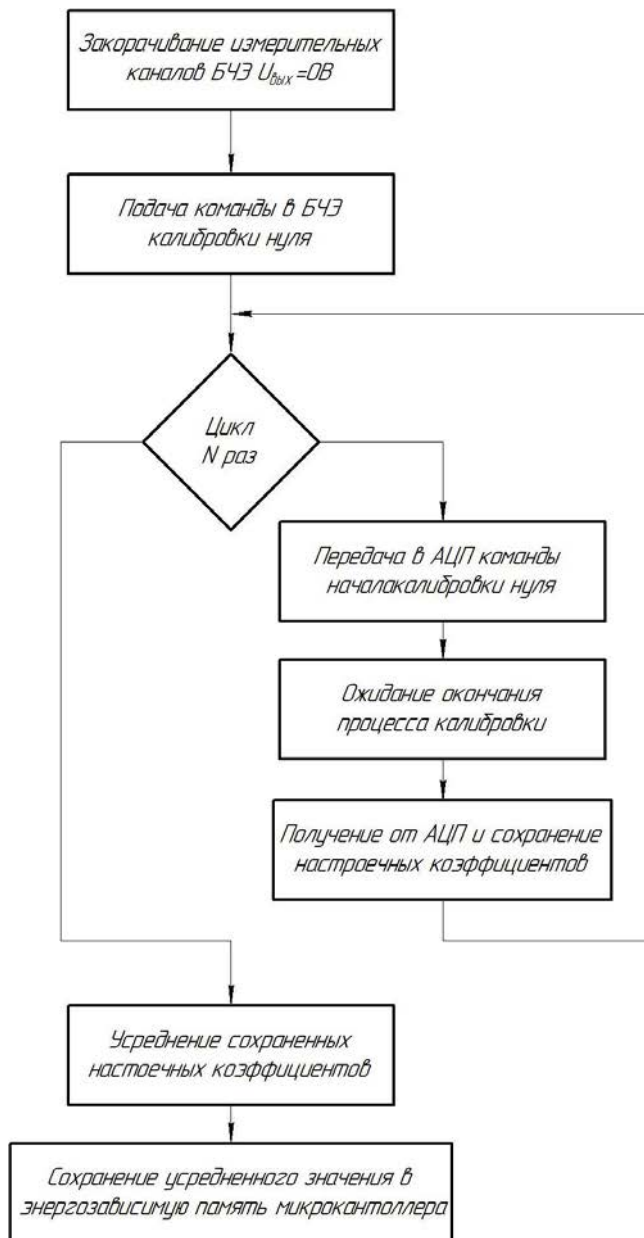


Рисунок 1.9 – Схема алгоритма калибровки нуля

Во время включения блока чувствительных элементов параметры настроечных коэффициентов, которые сохранены в памяти микроконтроллера, в рабочем режиме загружаются в АЦП.

В зависимости от количества шумов в измерительном тракте, а так же в зависимости от пульсации эталонного напряжения, подвирается количество N циклов калибровки и подбирается экспериментальным путем (33).

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						32
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

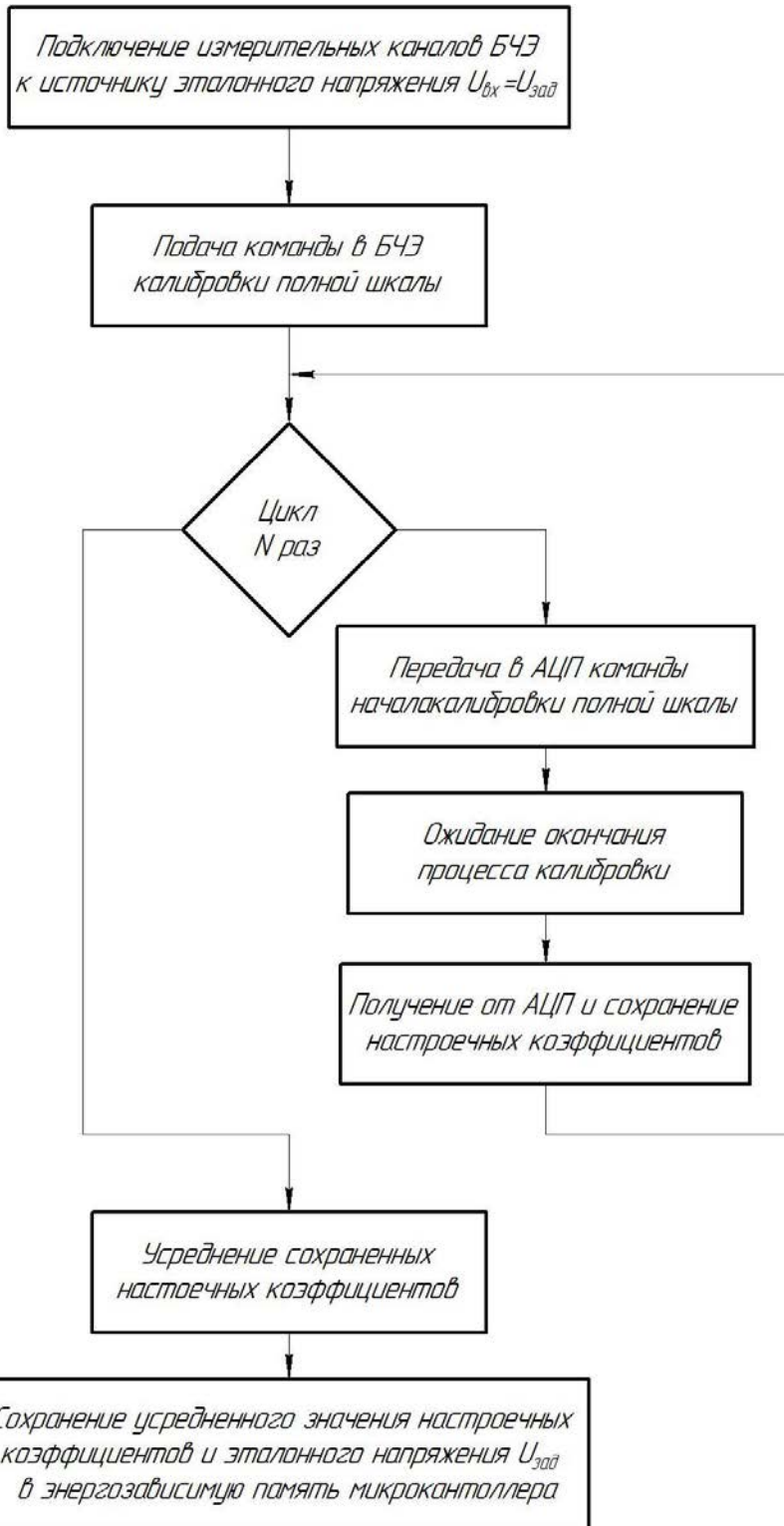


Рисунок 1.10 – Схема алгоритма калибровки полной шкалы

Вывод по главе 1

В последнее время одним из самых популярных средств навигации на большом количестве летательных аппаратов становятся инерциальные навигационные системы. В то время как бесплатформенные инерциальные навигационные системы всё чаще используются на беспилотных летательных аппаратах.

В данной главе были рассмотрены основные схемы построения БИНС, такие как:

- БИНС с акселерометрами и ДУС;
- акселерометрические БИНС;
- БИНС на акселерометрах и неуправляемых гироскопах.

Для дальнейшего рассмотрения был использован тип построения БИНС с акселерометрами и ДУС, поскольку он является наиболее точным и обладает высокой помехозащищенностью.

В качестве акселерометров будут использоваться маятниковые акселерометры, поскольку имеют высокие точностные характеристики как для измерения линейных ускорений вне БИНС, то есть в автономном режиме, так и в составе их.

Для измерения угловых скоростей в БИНС будет использоваться ДНГ. Поскольку данный прибор имеет приемлемые, для выполнения задач в рамках ВКР, характеристики, такие как: время готовности не более 3 с, хорошее отношение точности к стоимости (дрейф нулевого сигнала не более 0,1 град/час), диапазон измеряемых величин от 300 до 700 град/с, высокая надежность устройства.

На основе проведенного анализа получены численные оценки точностных параметров вычислительных устройств БИНС.

В главе были рассмотрены методы калибровки БИНС, такие как:

- метод калибровки БИНС в два этапа;
- метод калибровки БИНС на грубых и точных стендах;
- методика калибровки измерительных каналов БИНС

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						34
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

Анализ методики калибровки измерительных каналов БИНС позволил выявить некоторые недостатки в алгоритме калибровки. В процессе работы будет разработан собственный алгоритм калибровки точностных параметров БИНС.

Анализ метода калибровки БИНС на грубых и точных стендах выявил недостаток. Методика калибровки сформирована под определенный калибровочный стенд, имеющий высокую стоимость. Есть вероятность что на иных стендах результаты не окажутся удовлетворительными.

Анализ ГОСТ ИСО/МЭК 17025-2009 (Общие требования к компетентности испытательных и калибровочных лабораторий (с Поправкой)) (34) и анализ метода калибровки БИНС в два этапа позволил выявить, что калибровка осуществлялась при помощи калибровочного стола. Поскольку калибровку необходимо выполнять вблизи рабочих значений, куда устанавливается БИНС, то оптимальным вариантом будет разработка калибровки в программной среде. При разработке собственной методики, время калибровки будет осуществляться сложное движение БИНС, а именно поступательное и угловое. Для создания программы работы БИНС и калибровки БИНС будет использоваться программная среда MathCad.

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						35
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

2 ТЕОРЕТИЧЕСКАЯ РАЗРАБОТКА НОВЫХ НАУЧНЫХ ИДЕЙ

2.1 БИНС с углами Эйлера – Крылова

Самое большое распространение, при определении объектов на поверхности Земли, имеют географические координаты, определяющие объект посредством долготы λ , широты φ и высота h , которая вводится при ориентации летательных аппаратов. Для определения угла между плоскостью экватора Земли и нормали к земному сфероиду используют понятие широты. Для определения угла между плоскостью Гринвичского меридиана и плоскостью меридиана (который проходит через точку O) используют понятие долготы (рисунок 2.1, заимствован из (8)).

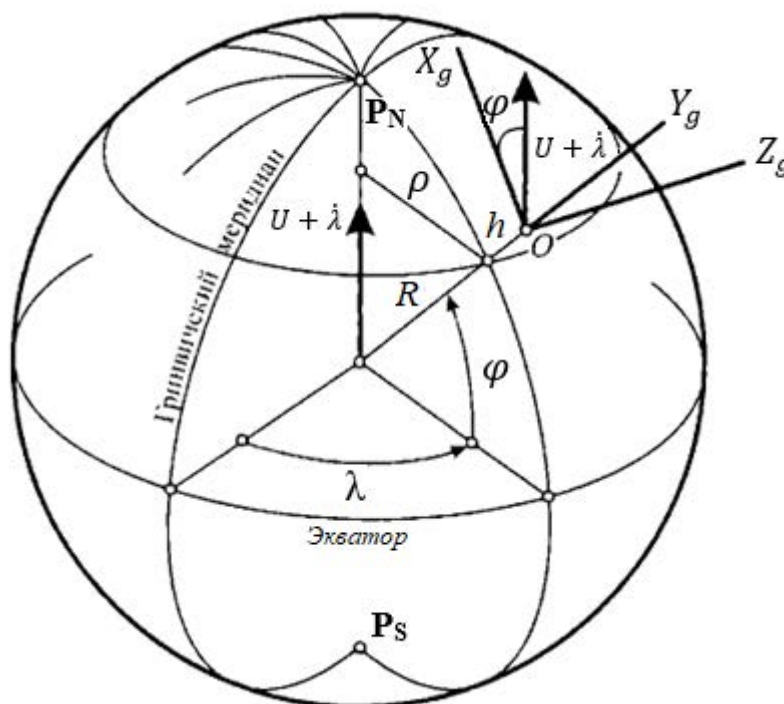


Рисунок 2.1 – Обозначение географических координат некоторой точки

Согласно ГОСТ 20058-80 введем систему координат $OX_g Y_g Z_g$ которая совмещена с центром масс объекта. Направленность оси OX_g идёт в сторону севера по касательной к меридиану. Направленность оси OY_g идет от центра Земли по вертикали вверх. Направленность оси OZ_g идёт в сторону востока по касательной к параллели. Данную систему координат называют географическим

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						36
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

сопровождающим трехгранником, поскольку точка O сопровождает объект, а оси системы координат принято ориентировать по сторонам света.

Найдем проекции на его оси абсолютной угловой скорости вращения трехгранника, а также проекции абсолютного линейного ускорения его вершины, необходимые для построения алгоритмов БИНС.

Примем что имеется перемещение точки O относительно поверхности Земли с некоторой линейной скоростью V . Обозначим V_{Xg} , V_{Yg} , V_{Zg} как проекции вектора V на оси OX_g , OY_g , OZ_g (рисунок 2.2, а, заимствован из (8)).

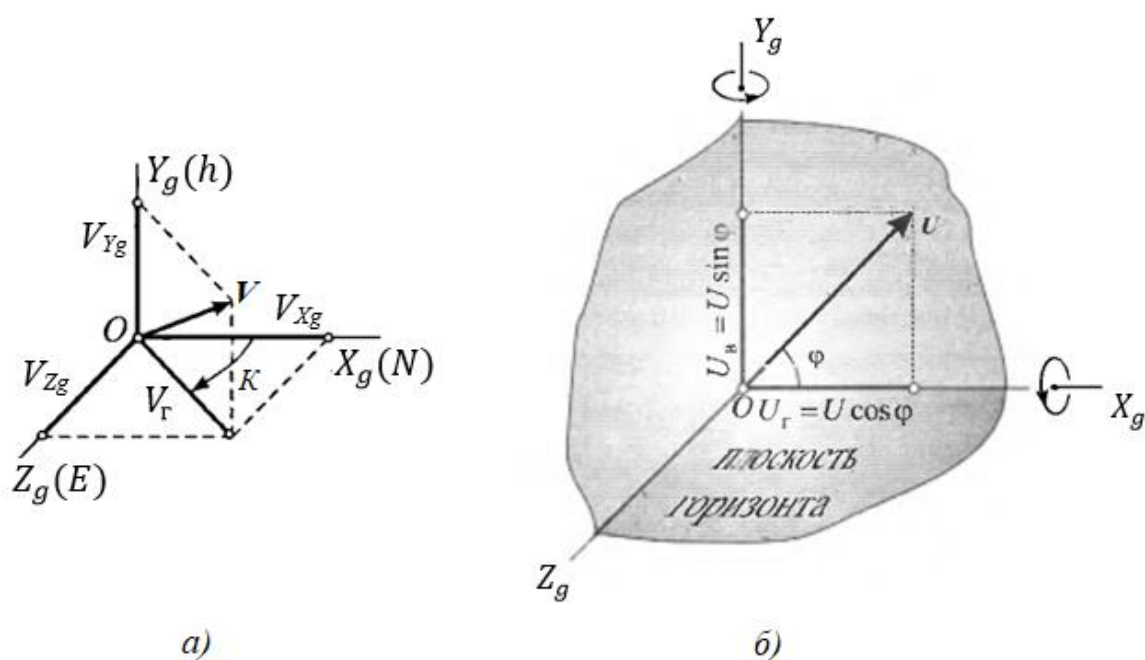


Рисунок 2.2 – а) проекция вектора линейной скорости объекта на ребра географического трехгранника б) проекция угловой скорости Земли на ребра географического трехгранника

Согласно рисунку 2.2, можно представить проекции вектора линейной скорости на оси географической системы координат в виде формул

$$V_{Xg} = V_r \cos K, \quad V_{Yg} = \dot{h}, \quad V_{Zg} = V_r \sin K, \quad (2.1)$$

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						37
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

где V_r – скорость ЛА в горизонтальном направлении;

K – угол между направлениями вектора V_r и направлением на север (курсовой угол).

Относительная скорость – это скорость вращения трехгранника вследствие перемещения объекта вдоль земной поверхности. Переносная угловая скорость – это учет вращения Земли вокруг своей оси, заключающейся в угловой скорости. Сложение относительной скорости и переносной угловой скорости образует абсолютную угловую скорость трехгранника $OX_gY_gZ_g$. Угловая скорость Земли имеет проекции на оси географической системы координат представленные в формуле 2.2 (рисунок 2.2, б, заимствован из (8)).

$$U_r = U_{Xg} = U \cos \varphi, \quad U_b = U_{Yg} = U \sin \varphi, \quad U_{Zg} = 0, \quad (2.2)$$

где U_r – горизонтальная составляющая угловой скорости Земли;

U_b – вертикальная составляющая угловой скорости Земли.

Благодаря горизонтальной составляющей угловой скорости Земли $U \cos \varphi$, происходит поворот плоскости горизонта. При этом, при наблюдении вращения с оси OX_g положительного направления, можно увидеть, как поднимается западная часть плоскости горизонта, а восточная опускаться. Вращение плоскости горизонта вокруг местной вертикали приводится благодаря вертикальной составляющей угловой скорости Земли $U \sin \varphi$, при наблюдении с положительного направления OY_g вращение будет против часовой стрелки (рисунок 2.2, б, заимствован из (8)).

Широта будет постоянно, если движение объекта будет проходить вдоль параллели. При этом угловая скорость $\dot{\lambda}$ будет возникать вследствие вращения географической системы координат вокруг оси вращения Земли (рисунок 2.3, а, заимствован из (8)). Восточная составляющая ланевой скорости объекта может помочь в определении изменения долготы (см. также рисунок 2.1)

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						38
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

$$\dot{\lambda} = \frac{V_{Zg}}{\rho} = \frac{V_{Zg}}{R \cos \varphi}, \quad (2.3)$$

где $R = R_3 + h$;

R_3 – радиус Земли,

ρ – радиус параллели.

При перемещении объекта вдоль плоскости меридиана, то долгота не изменяется, а широта увеличивается в зависимости от угловой скорости вращения трехгранника $OX_gY_gZ_g$ вокруг оси Z (рисунок 2.3, б, заимствован из (8)).

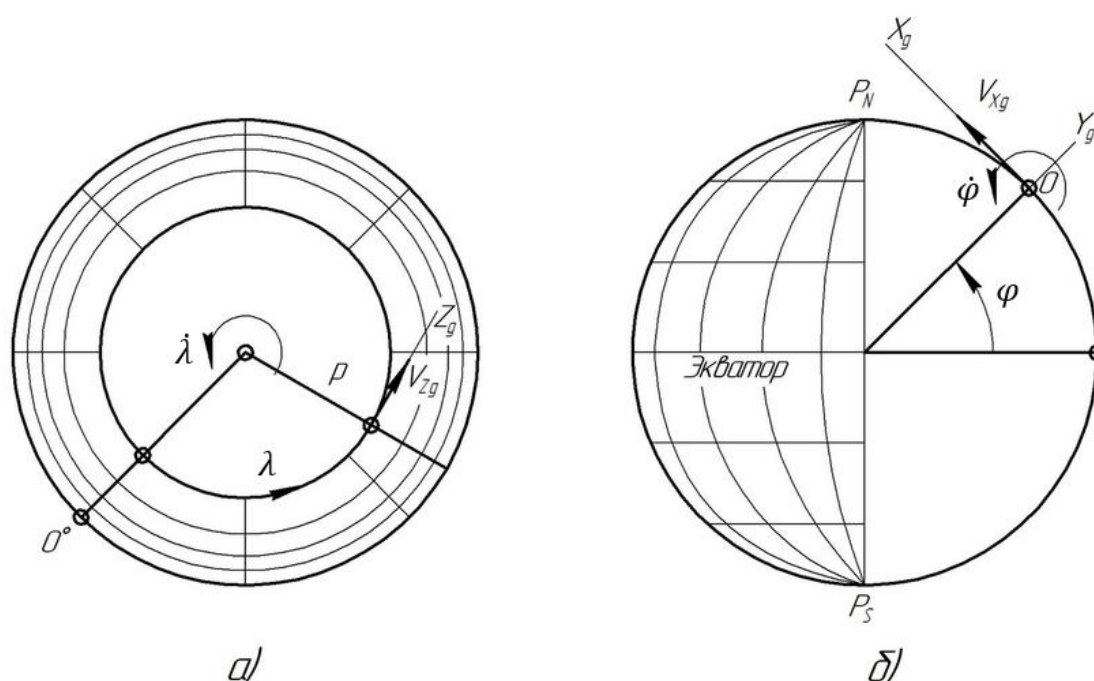


Рисунок 2.3 – Угловая скорость по долготе (а) $\dot{\lambda}$; угловая скорость по широте (б) $\dot{\varphi}$

Вектор угловой скорости направлен на запад, то есть по оси OZ_g с противоположным знаком, и его модуль равен

$$\dot{\varphi} = \frac{V_{Zg}}{R}. \quad (2.4)$$

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						39
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

Формулы (2.5) являются проекциями абсолютной угловой скорости географического трехгранника на оси, полученными из рисунков 2.1 и 2.3.

$$\begin{cases} \omega_{Xg} = (U + \dot{\lambda})\cos\varphi; \\ \omega_{Yg} = (U + \dot{\lambda})\sin\varphi; \\ \omega_{Zg} = -\dot{\varphi}. \end{cases} \quad (2.5)$$

В полученные формулы (2.5) подставим правые части формул (2.3) и (2.4) (35). Получим формулы (2.6)

$$\begin{cases} \omega_{Xg} = U\cos\varphi + \frac{V_{Zg}}{R}; \\ \omega_{Yg} = U\sin\varphi + \frac{V_{Zg}}{R}\operatorname{tg}\varphi; \\ \omega_{Zg} = -\frac{V_{Xg}}{R}. \end{cases} \quad (2.6)$$

Для нахождения проекций вектора абсолютного ускорения на ребра трёхгранника воспользуемся формулой (2.7).

$$\mathbf{a} = \mathbf{a}^e + \mathbf{a}^r + \mathbf{a}^c, \quad (2.7)$$

где – \mathbf{a}^e переносное ускорение;

\mathbf{a}^r – относительное ускорение;

\mathbf{a}^c – кориолисово ускорение.

Найдем все составляющие абсолютного ускорения. Совокупность переносной угловой скорости Земли и линейной относительной скорости объекта вызывает кориолисово ускорение. Векторное произведение кориолисова ускорения представлено в виде

$$\mathbf{a}^c = 2\mathbf{U} \times \mathbf{V}^r = 2 \begin{vmatrix} \mathbf{i} & \mathbf{j} & \mathbf{k} \\ U\cos\varphi & U\sin\varphi & 0 \\ V_{Xg} & V_{Yg} & V_{Zg} \end{vmatrix}, \quad (2.8)$$

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						40
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

где \mathbf{i} – орта оси координат OX_g ;

\mathbf{j} – орта оси координат OY_g ;

\mathbf{k} – орта оси координат OZ_g .

Найдем проекции кориолисова ускорения на оси $OX_gY_gZ_g$, с помощью раскрытия определителя (2.8):

$$\begin{aligned} a_{Xg}^c &= 2UV_{Zg} \sin \varphi ; \\ a_{Yg}^c &= -2UV_{Zg} \cos \varphi ; \\ a_{Zg}^c &= 2(V_{Yg}U \cos \varphi - UV_{Xg} \sin \varphi) . \end{aligned} \quad (2.9)$$

Совокупность изменений относительной линейной скорости $\mathbf{V}^r = V_{Xg}\mathbf{i} + V_{Yg}\mathbf{j} + V_{Zg}\mathbf{k}$ и относительной угловой скорости вызванной движением объекта вдоль поверхности Земли $\boldsymbol{\omega}' = \dot{\lambda} \cos \varphi \mathbf{i} + \dot{\lambda} \sin \varphi \mathbf{j} - \dot{\varphi} \mathbf{k}$, вызывает относительное ускорение \mathbf{a}^r . Относительное ускорение имеет вид:

$$\mathbf{a}^r = \dot{\mathbf{V}}^r + \boldsymbol{\omega}' \times \mathbf{V}^r = \dot{\mathbf{V}}^r + \begin{vmatrix} \mathbf{i} & \mathbf{j} & \mathbf{k} \\ \frac{V_{Zg}}{R} & \frac{V_{Zg}}{R} \operatorname{tg} \varphi & -\frac{V_{Xg}}{R} \\ V_{Xg} & V_{Yg} & V_{Zg} \end{vmatrix}. \quad (2.10)$$

Найдем проекции относительного ускорения из выведенного уравнения (2.10):

$$\begin{aligned} a_{Xg}^r &= \dot{V}_{Xg} + \frac{V_{Zg}^2}{R} \operatorname{tg} \varphi + \frac{V_{Xg}V_{Yg}}{R}; \\ a_{Yg}^r &= \dot{V}_{Yg} - \frac{V_{Zg}^2}{R} - \frac{V_{Xg}^2}{R}; \\ a_{Zg}^r &= \dot{V}_{Zg} + \frac{V_{Zg}V_{Yg}}{R} - \frac{V_{Xg}V_{Zg}}{R} \operatorname{tg} \varphi. \end{aligned} \quad (2.11)$$

Из-за угловой скорости возникающей при вращении Земли, возникает ускорение, которое называется переносным ускорением \mathbf{a}^e , оно имеет вид:

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						41
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

$$\mathbf{a}^e = U \times (U \times R). \quad (2.12)$$

Преобразуем уравнение (2.12) и получим:

$$\begin{aligned} a_{Xg}^e &= U^2 R \sin \varphi \cos \varphi; \\ a_{Yg}^e &= -U^2 R \cos^2 \varphi; \\ a_{Zg}^e &= 0. \end{aligned} \quad (2.13)$$

Для получения вектора ускорения силы тяжести в виде компонентов $(0, g, 0)$, необходимо вектор гравитационного поля Земли сложить с вектором переносного ускорения \mathbf{a}^e (36).

Поскольку кажущееся ускорение является выходным результатов акселерометра необходимо сложить переносное ускорение (2.11) с кориолисовым ускорением (2.9) и с ускорением силы тяжести. Результатом будет проекция кажущегося ускорения на оси $OX_g Y_g Z_g$:

$$\begin{aligned} n_{Xg} &= \dot{V}_{Xg} + \frac{V_{Zg}^2}{R} \operatorname{tg} \varphi + \frac{V_{Xg} V_{Yg}}{R} + 2UV_{Zg} \sin \varphi; \\ n_{Yg} &= \dot{V}_{Yg} - \frac{V_{Zg}^2}{R} - \frac{V_{Xg}^2}{R} - 2UV_{Zg} \cos \varphi + g; \\ n_{Zg} &= \dot{V}_{Zg} + \frac{V_{Zg} V_{Yg}}{R} - \frac{V_{Xg} V_{Zg}}{R} \operatorname{tg} \varphi + 2(V_{Yg} U \cos \varphi - UV_{Xg} \sin \varphi). \end{aligned} \quad (2.14)$$

Поскольку в БИНС чувствительные элементы установлены неподвижно и жестко на борту ЛА, то проекция кажущегося ускорения от акселерометров идет на ребра связанного с объектом трехгранника. Для этого необходима дополнительная операция по пере проецированию на ребра географического трехгранника в соответствии с информацией, выработанной в блоке ориентации.

Представим, что задача по переводению кажущегося ускорения из связанной системы координат в географическую проведена и получены выражения (2.14).

Самое основное, это то, что на входы первых интеграторов должны поступать только ускорение относительного движения \dot{V}_{Xg} , \dot{V}_{Yg} , \dot{V}_{Zg} , когда движение идёт вдоль поверхности Земли. Откуда следует, что необходима компенсация

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						42
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

кориолисовых ускорений, а также компенсация ускорений криво линейности движения. При компенсации вредных составляющих из уравнения (2.14) получаем выражения в виде:

$$\begin{aligned} a_{Xg}^k &= \frac{V_{Zg}^2}{R} \operatorname{tg} \varphi + \frac{V_{Xg}V_{Yg}}{R} + 2UV_{Zg} \sin \varphi; \\ a_{Yg}^k &= -\frac{V_{Zg}^2}{R} - \frac{V_{Xg}^2}{R} - 2UV_{Zg} \cos \varphi + g; \\ a_{Zg}^k &= \frac{V_{Zg}V_{Yg}}{R} - \frac{V_{Xg}V_{Zg}}{R} \operatorname{tg} \varphi + 2(V_{Yg}U \cos \varphi - UV_{Xg} \sin \varphi). \end{aligned} \quad (2.15)$$

Исходя из вышесказанного, необходимо на первые интегратор вносить значения в виде:

$$\begin{aligned} n_{Xg} - a_{Xg}^k &= \dot{V}_{Xg}; \\ n_{Yg} - a_{Yg}^k &= \dot{V}_{Yg}; \\ n_{Zg} - a_{Zg}^k &= \dot{V}_{Zg}. \end{aligned} \quad (2.16)$$

где n_{Xg} – проекция кажущегося ускорения на ось географической системы координат Xg ;

n_{Yg} – проекция кажущегося ускорения на ось географической системы координат Yg ;

n_{Zg} – проекция кажущегося ускорения на ось географической системы координат Zg (E).

Учитывая начальные скорости $V_{Xg}(t_0), V_{Yg}(t_0), V_{Zg}(t_0)$, и при интегрировании ускорения (2.16), на выходе получим результат в виде относительной скорости движения (2.17).

$$\begin{aligned} V_{Xg} &= V_{Xg}(t_0) + \int_{t_0}^t (n_{Xg} - a_{Xg}^k) dt = V_{Xg}(t_0) + \int_{t_0}^t \dot{V}_{Xg} dt; \\ V_{Yg} &= V_{Yg}(t_0) + \int_{t_0}^t (n_{Yg} - a_{Yg}^k) dt = V_{Yg}(t_0) + \int_{t_0}^t \dot{V}_{Yg} dt; \\ V_{Zg} &= V_{Zg}(t_0) + \int_{t_0}^t (n_{Zg} - a_{Zg}^k) dt = V_{Zg}(t_0) + \int_{t_0}^t \dot{V}_{Zg} dt. \end{aligned} \quad (2.17)$$

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						43
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

Учитывая начальные значения координат $\varphi(t_0), \lambda(t_0), h(t_0)$, и при вторичном интегрировании ускорений (2.16), на выходе получим результат в виде координат местоположения объекта (2.18).

$$\begin{aligned} \varphi &= \varphi(t_0) + \int_{t_0}^t \frac{V_{Xg}}{R} dt; \\ \lambda &= \lambda(t_0) + \int_{t_0}^t \frac{V_{Zg}}{R \cos \varphi} dt; \\ h &= h(t_0) + \int_{t_0}^t V_{Yg} dt. \end{aligned} \quad (2.18)$$

Согласно конечным уравнениям (2.17) и (2.18), становится возможным реализовать работу БИНС, а именно определять координаты местоположения объекта и скорость его движения.

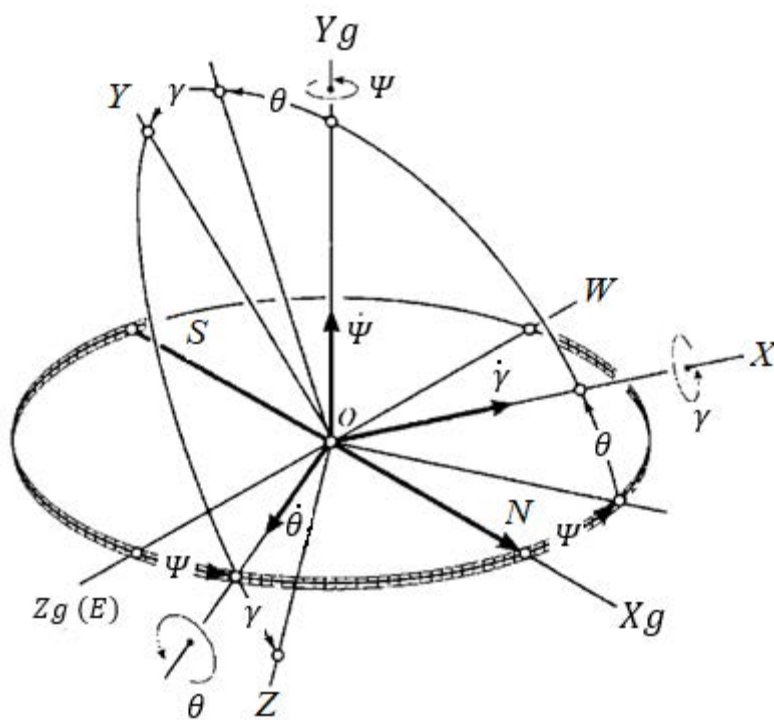


Рисунок 2.4 – Наглядное взаиморасположения связанной и географической системы координат

Для решения задачи по определению углов ориентации ЛА по отношению к географической системе координат, представим рисунок 2.4 и опишем задачу (рисунок 2.4, заимствован из (8)). Вдоль осей летательного аппарата введём

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						44
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

трехгранник $OXYZ$. Продольная ось летательного аппарата совпадает с осью OX , то есть направлена к носу ЛА. Перпендикулярно плоскости крыла находится ось OY , которая направлена вверх. В сторону правого крыла смотрит ось OZ , которая совпадает с поперечной осью ЛА.

Связный трехгранник и географический трехгранник, их положение относительно друг друга, определяются тремя углами. Первый угол отсчитывается против часовой стрелки в плоскости горизонта от оси OX_g , и доходит до продольной оси её проекции на эту плоскость и называется углом рыскания Ψ . Второй угол, отсчитываемый между осью OX вертикальной плоскости и проекцией на горизонтальную плоскость, называют углом тангажа θ . Третий угол, отсчитываемый в поперечной плоскости между пресечений имеющейся плоскости с плоскостью горизонта и осью OZ , называют углом крена γ . При повороте летательного аппарата в сторону, когда левое крыло находится выше горизонтальной плоскости, то угол крена идет с положительным знаком. Иначе углы крена, тангажа и рыскания называют углами Эйлера-Крылова (самолётный угол). Для решения навигационной задачи необходим переход от географической системы координат $OX_gY_gZ_g$ к связанной $OXYZ$, при этом необходимо определить матрицу направляющих косинусов.

Первоначально трёхгранник $OX_gY_gZ_g$ совпадал с трёхгранником $OXYZ$. При первом повороте трехгранника $OXYZ$ вокруг оси OY_g будет меняться угол рыскания Ψ , при чем, при наблюдении с положительного конца оси OY_g и с ходом против часовой стрелки. Трехгранник $OXYZ$ займет промежуточное значение $OX'Y'Z'$ (рисунок 2.5, заимствован из (8)).

При этом трехгранник $OXYZ$ занимает некоторое промежуточное положение $OX'Y'Z'$ (рисунок 2.5, заимствован из (8)).

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						45
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

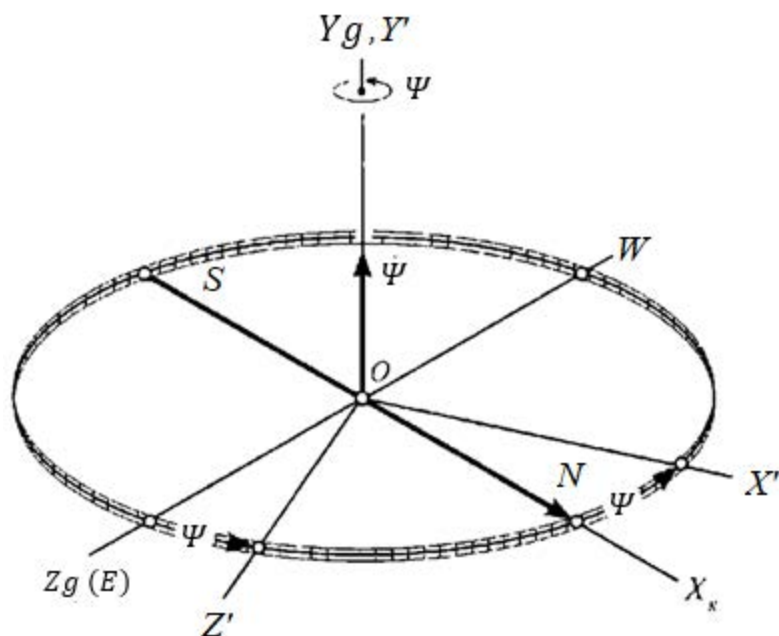


Рисунок 2.5 – Вращение на некоторый угол рыскания

Глядя на рисунок 2.5, можно понять, что таблица 2.1 направляющих косинусов имеет вид

Таблица 2.1 – Таблица направляющих косинусов

	X_g	Y_g	Z_g
X'	$\cos \Psi$	0	$-\sin \Psi$
Y'	0	1	0
Z'	$\sin \Psi$	0	$\cos \Psi$

Получим квадратную матрицу размера 3x3 из таблицы 2.1, которая имеет вид:

$$A_\Psi = \begin{vmatrix} \cos \Psi & 0 & -\sin \Psi \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \Psi & 0 & \cos \Psi \end{vmatrix}. \quad (2.19)$$

Матрицу A_ψ можно сравнить с линейным оператором, который имеет возможность перевода координатного трехгранника $OX_gY_gZ_g$ в трехгранник со сдвигом $OX'Y'Z'$. Описанное можно выполнить в виде

$$[OX'Y'Z'] = A_\psi [X_gY_gZ_g]. \quad (2.20)$$

Теперь координаты вектора можно представить в виде символов $X'Y'Z'$ и $X_gY_gZ_g$. Существует условная запись, применяемая к рассмотренному перемещению, описанная в работе [9] А.Ю. Ишлинским, которая имеет вид

$$OX_gY_gZ_g \xrightarrow[\psi]{Y_g, Y'} OXYZ.$$

Показание стрелки, дает понимание перехода положения трехгранника. Обозначения над стрелкой дают понять то, вокруг каких осей идет вращение, а указание под стрелкой обозначает угол поворота.

Аналогично рисунку 2.5 и его правилам, проведем поворот на угол θ (рисунок 2.6, заимствован из (8))

Аналогично выведенной матрице по рысканию, введем матрицу направляющих косинусов по тангажу

$$A_\theta = \begin{matrix} & X' & Y' & Z' \\ \begin{matrix} X'' \\ Y'' \\ Z'' \end{matrix} & \left| \begin{matrix} \cos \theta & \sin \theta & 0 \\ \sin \theta & \cos \theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{matrix} \right. & \end{matrix} \quad (2.21)$$

Аналогично рисунку 2.5 и 2.6 выполнив те же операции, пополним поворот на угол крена γ вокруг оси OX'' (рисунок 2.7, заимствован из (8)).

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						47
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

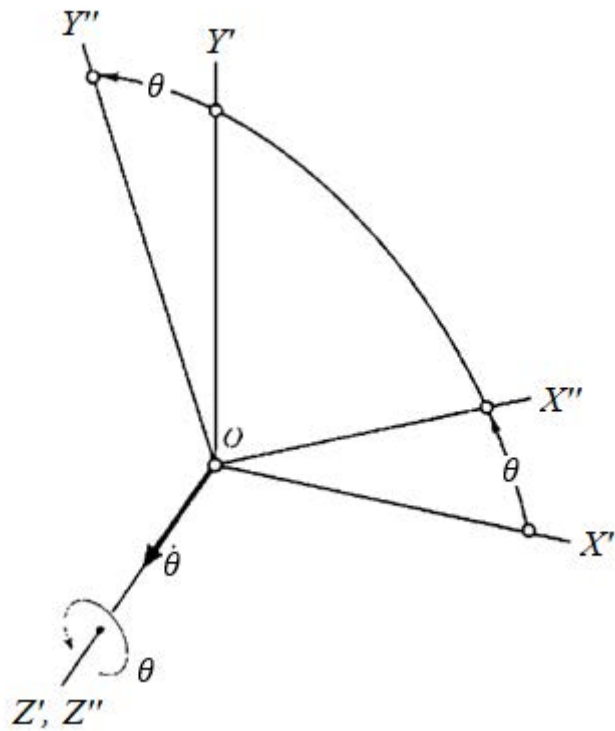


Рисунок 2.6 – Вращение на некоторый угол тангажа

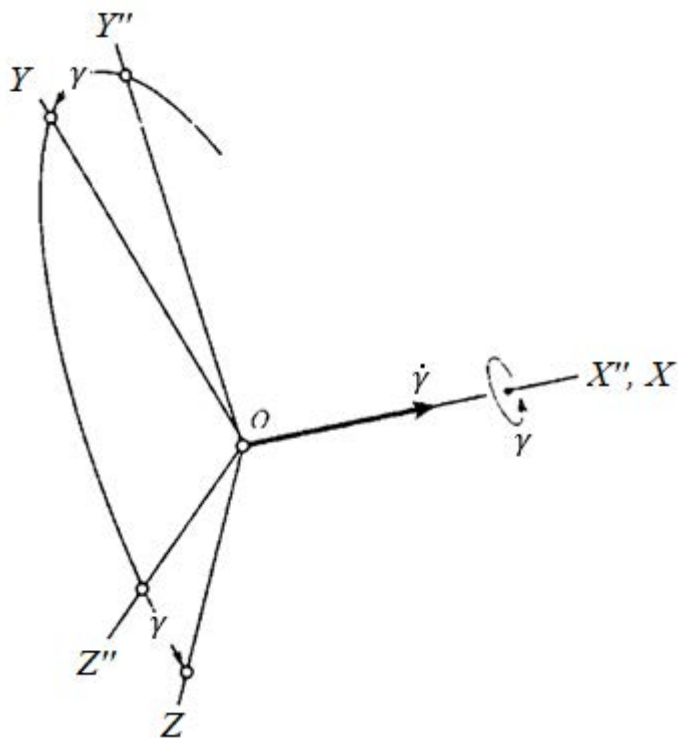


Рисунок 2.7 – Вращение вокруг некоторого угла крена

После третьего поворота, трехгранник $OX_gY_gZ_g$ имеет в конечном положении $OXYZ$. Матрица поворота в этом случае имеет вид

$$A_\theta = \begin{matrix} & X'' & Y'' & Z'' \\ \begin{matrix} X \\ Y \\ Z \end{matrix} & \left| \begin{matrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \gamma & \sin \gamma \\ 0 & -\sin \gamma & \cos \gamma \end{matrix} \right. \end{matrix} \quad (2.22)$$

Итоговая цепочка по преобразованиям имеет вид:

$$OX_gY_gZ_g \xrightarrow[\Psi]{Y_g, Y'} OX'Y'Z' \xrightarrow[\theta]{Z', Z''} OX''Y''Z'' \xrightarrow[\gamma]{X'', X} OXYZ. \\ [XYZ] = A_\gamma[X''Y''Z''] = A_\gamma A_\theta[X'Y'Z'] = A_\gamma A_\theta A_\Psi[X_gY_gZ_g]. \quad (2.23)$$

Поскольку A это матрица преобразования от трехгранника $OX_gY_gZ_g$ к трехграннику $OXYZ$, где $A = A_\gamma A_\theta A_\Psi$, то матрица имеет вид

$$A = \begin{vmatrix} \cos \theta \cos \Psi & \sin \theta & -\cos \theta \sin \Psi \\ -\cos \gamma \cos \Psi \sin \theta + \sin \gamma \sin \Psi & \cos \gamma \cos \theta & \cos \gamma \sin \Psi \sin \theta + \sin \gamma \cos \Psi \\ \sin \gamma \cos \Psi \sin \theta + \cos \gamma \sin \Psi & -\sin \gamma \cos \theta & -\sin \gamma \sin \Psi \sin \theta + \cos \gamma \cos \Psi \end{vmatrix}, \quad (2.24)$$

В работе алгоритмов БИНС информация преобразуется из связанного в географический трехгранник, поэтому обратная матрица имеет вид

$$[X_gY_gZ_g] = A^{-1}[XYZ].$$

Матрица направляющих косинусов имеет ортогональность, поэтому матрицу можно представить как

$$A^{-1} = A^T, \quad (2.25)$$

где A^T – транспонированная матрица.

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						49
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

Исходя из уравнения (2.24), была введена матрица $C = A^T$, результат транспонирования имеет вид

$$C = \begin{vmatrix} \cos \theta \cos \Psi & -\cos \gamma \cos \Psi \sin \theta + \sin \gamma \sin \Psi & \sin \gamma \cos \Psi \sin \theta + \cos \gamma \sin \Psi \\ -\sin \theta & \cos \gamma \cos \theta & -\sin \gamma \cos \theta \\ -\cos \theta \sin \Psi & \cos \gamma \sin \Psi \sin \theta + \sin \gamma \cos \Psi & -\sin \gamma \sin \Psi \sin \theta + \cos \gamma \cos \Psi \end{vmatrix}, \quad (2.26)$$

То есть функцию перехода от связанного $OXYZ$ к географическому $OX_gY_gZ_g$ трехграннику выполняют матрица C , то есть имеет вид

$$[X_gY_gZ_g] = C[XYZ].$$

Для решения задачи также необходима проекция абсолютной угловой скорости на связный трехгранник. После последовательности поворотов (2.23), получим

$$\begin{vmatrix} \omega_X \\ \omega_Y \\ \omega_Z \end{vmatrix} = A_\gamma A_\theta A_\Psi \begin{vmatrix} \omega_{Xg} \\ \omega_{Yg} \\ \omega_{Zg} \end{vmatrix} + A_\gamma A_\theta \begin{vmatrix} 0 \\ \dot{\Psi} \\ 0 \end{vmatrix} + A_\gamma \begin{vmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\theta} \end{vmatrix} + \begin{vmatrix} \dot{\gamma} \\ 0 \\ 0 \end{vmatrix}, \quad (2.27)$$

где ω_{Xg} – проекция абсолютной угловой скорости географической системы координат на ось X_g ;

ω_{Yg} – проекция абсолютной угловой скорости географической системы координат на ось Y_g ;

ω_{Zg} – проекция абсолютной угловой скорости географической системы координат на ось Z_g .

С помощью использования матриц C, A_γ и A_Ψ , сократим уравнение (2.27), которое теперь имеет вид

$$\begin{vmatrix} \omega_X \\ \omega_Y \\ \omega_Z \end{vmatrix} = C^T \begin{vmatrix} \omega_{Xg} \\ \omega_{Yg} \\ \omega_{Zg} \end{vmatrix} + \begin{vmatrix} \dot{\gamma} + \dot{\Psi} \sin \theta \\ \dot{\theta} \sin \gamma + \dot{\Psi} \cos \gamma \cos \theta \\ -\dot{\Psi} \sin \gamma \cos \theta + \dot{\theta} \cos \gamma \end{vmatrix}. \quad (2.28)$$

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						50
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

Переносная угловая скорость является первым слагаемым правой части уравнения (2.28). Относительная угловая скорость является вторым слагаемым. Для получения верных результатов ориентации, необходимо вычесть переносную угловую скорость, вызванную вращением земли. Переносная угловая скорость вырабатывается из показаний акселерометра. После вычитания переносной угловой скорости, итоговая угловая скорость будет иметь вид:

$$\begin{cases} \omega_X^{\text{OTH}} = \dot{\gamma} + \dot{\Psi} \sin \theta; \\ \omega_Y^{\text{OTH}} = \dot{\theta} \sin \gamma + \dot{\Psi} \cos \gamma \cos \theta; \\ \omega_Z^{\text{OTH}} = -\dot{\Psi} \sin \gamma \cos \theta + \dot{\theta} \cos \gamma. \end{cases} \quad (2.29)$$

Необходимо разрешить полученную систему уравнений (2.29) относительно $\dot{\Psi}$, $\dot{\theta}$ и $\dot{\gamma}$, поэтому получим систему уравнений:

$$\begin{cases} \dot{\Psi} = \frac{1}{\cos \theta} [\omega_Y^{\text{OTH}} \cos \gamma + \omega_Z^{\text{OTH}} \sin \gamma]; \\ \dot{\theta} = \omega_Y^{\text{OTH}} \sin \gamma + \omega_Z^{\text{OTH}} \cos \gamma; \\ \dot{\gamma} = \omega_X^{\text{OTH}} - \text{tg } \theta [\omega_Y^{\text{OTH}} \cos \gamma - \omega_Z^{\text{OTH}} \sin \gamma]. \end{cases} \quad (2.30)$$

Полученные уравнения (2.30) имеют название уравнений Эйлера-Крылова. Конечной операцией является интегрирование системы уравнений, в результате чего получим параметры ориентации Ψ , θ , γ .

Исходя из совокупности всех действия алгоритма работы БИНС получим структурную схему, представленную на рисунке 2.8. Принцип данной схемы работает следующим образом. От акселерометров получаем кажущееся ускорение в виде векторов n_X, n_Y, n_Z . С помощью матрицы транспонирования C , идет пересчёт кажущегося ускорения из связного в географический трехгранник, на основании вычислений ДУС. Поле проведения пересчёта получаем кажущееся ускорение в виде проекций на географическую систему координат n_{Xg} и n_{Zg} . Из

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						51
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

полученных ускорений вычитаем ускорения компенсирующие a_{Xg}^k и a_{Zg}^k , результатом будет ускорение относительного движения летательного аппарата \dot{V}_{Xg} и \dot{V}_{Zg} . Для определения координат местоположения ЛА и его скорости, необходимо дважды проинтегрировать относительное ускорение.

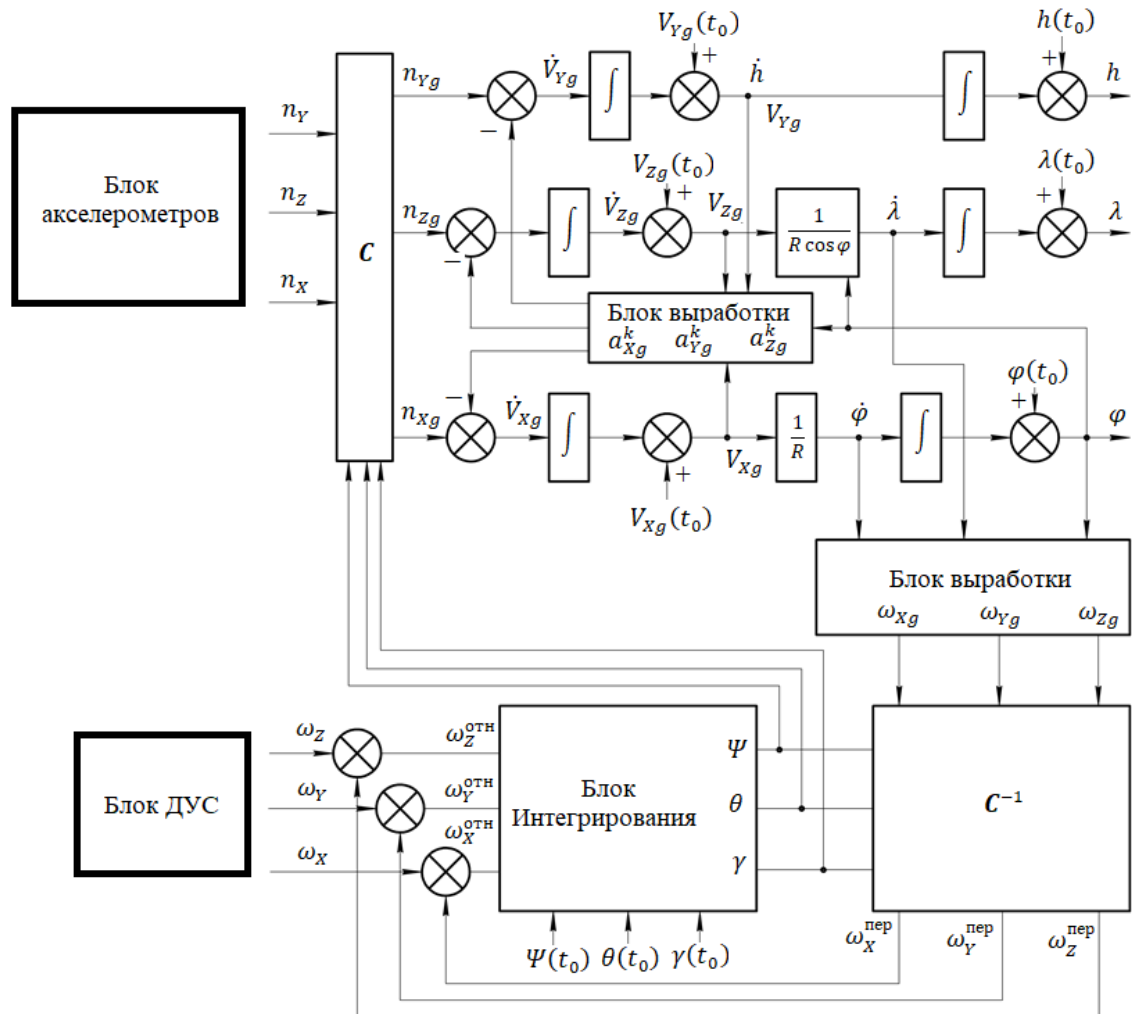


Рисунок 2.8 – Алгоритм работы БИНС в виде структурной схемы

Векторы таких абсолютных угловых скоростей как $\omega_{Xg}, \omega_{Yg}, \omega_{Zg}$, вырабатываются по информации из $\dot{\varphi}, \dot{\lambda}$ широте φ и угловой скорости Земли U . В матрицу C^{-1} поступают угловые скорости $\omega_{Xg}, \omega_{Yg}, \omega_{Zg}$, после чего направляются в алгоритм ориентации.

После измерений датчиков угловых скоростей, на выходе получаем параметры ориентации Ψ, θ, γ . Поскольку датчики угловой скорости работают по трём осям и проводят измерения абсолютной угловой скорости, переводя на ребра связного трехгранника $\omega_X, \omega_Y, \omega_Z$. Поскольку необходимо получение относительной угловой скорости $\omega_X^{\text{отн}}, \omega_Y^{\text{отн}}, \omega_Z^{\text{отн}}$, для этого скомпенсируем переносную угловую скорость $\omega_X^{\text{пер}}, \omega_Y^{\text{пер}}, \omega_Z^{\text{пер}}$ из показаний ДУС. После чего благодаря информации об относительных скоростях и их интегрировании можно получить углы рыскания Ψ , тангажа θ и крена γ . Матрицы \mathbf{C} и \mathbf{C}^T формируются исходя из значений углов Ψ, θ, γ .

2.2. Модель ошибок БИНС

Построение БИНС способом, указанным в пункте 2.1 имеет идеальные и безошибочные результаты ориентации, поскольку в данном случае чувствительные элементы не реальные и не имеют ошибок. Поэтому при работе данного алгоритма вследствие безошибочных определений угловых скоростей и ускорений, конечный результат тоже является безошибочным. Поэтому данный алгоритм называют алгоритмом идеальной работы БИНС (37; 38). При введениях в алгоритм работы БИНС погрешности ЧЭ, ориентация БИНС приобретает ошибки и возмущения, поэтому движение БИНС с ошибками называют возмущенными движениями. В таких условиях наиболее интересным вариантом является отклонение возмущенного движения от невозмущенного. Поэтому вводят понятие уравнение ошибок, которые характеризуют отклонения состояния БИНС (25). Поэтому основной задачей БИНС является анализ свойств уравнения ошибок.

Неточный ввод начальных условий вместе с погрешностями элементов и пониманием связи результатов выходных данных, является основной целью расчёта ошибок БИНС (8).

Данная связь по расчёту ошибок БИНС, при выборе элементов с заданными известными погрешностями чувствительных элементов помогает рассчитать итоговую погрешность выходных характеристик БИНС. Или же при известной

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						53
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

конкретной задаче по допустимы ошибкам БИНС произвести подбор элементов, соответствующих необходимой итоговой точности. Так же есть возможность упростить алгоритмы работы БИНС или выработать некоторые требования к её коррекции, благодаря анализу ошибок.

Также необходимо обратить внимание на то, что нет необходимости во введении большего числа элементов в уравнения ошибок БИНС. Поскольку проще и правильнее иметь меньше число независимых параметров, определяющих состояние системы. Поэтому правильно иметь ввиду основные ошибки ДУС и акселерометров и погрешности начальных условий, а остальные погрешности можно внести в них.

Уравнения в вариациях – это линеаризованные уравнения первых приближений относительно действующих на систему возмущений. Уравнения ошибок чаще всего находят с помощью уравнений в вариациях, по которым и происходит анализ погрешностей БИНС (8). Эти уравнения возможно вывести двумя способами. Первый способ – формальная вариация алгоритма БИНС. Вторым способ – постановка суммы переменных либо её приращений в места независимых переменных. Далее м полученными уравнениями производят вычитание первоначальных уравнений с пренебрежением квадратов приращений и их произведений (8).

2.3 Анализ ошибок БИНС

В северном канале БИНС есть погрешности, рассмотрим их. Допустим, что вдоль поверхности неподвижной Земли совершает движение ЛА. Пусть на борту летательного аппарата имеются два линейных акселерометра, оси которого направлены по продольной OX и вертикальной OY . А также имеется датчик угловой скорости в виде гироскопа, измеряющий угловую скорость ω_z . введем систему координат $Ox_g Y_g Z_g$ представленную на рисунке 2.9.

Географическая и связанная система координат совпадает в начальный момент времени $O_0 X_{g0} Y_{g0} Z_{g0}$.

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						54
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

С начала времени старта летательный аппарат перемещается из точки O_0 в O . Поэтому необходимо связать ориентации текущие O_{X_g}, O_{Y_g} и начальные O_0X_{g0}, O_0Y_{g0} с точкой O . Задача была бы решена, если бы было известно направление вертикали O_{Y_g} в каждый момент времени. Но данная задача имеет ошибку построения вертикали β .

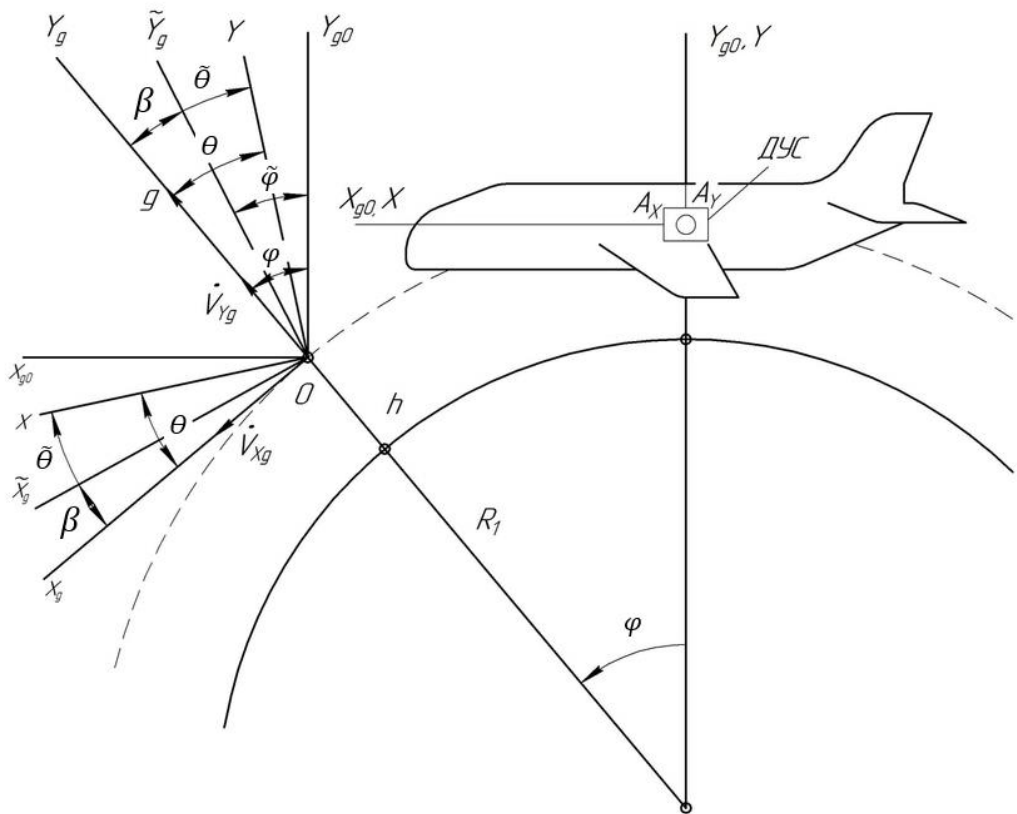


Рисунок 2.9 – Схема для уравнений ошибок

Поэтому введем систему координат $O\tilde{X}_g\tilde{Y}_g\tilde{Z}_g$ повернутую на некоторый угол β , вокруг оси OZ_g (рисунок 2.9). Знаком «~» будем обозначать рассчитанные с помощью БИНС параметры. Представим, что при наборе высоты ЛА в точке O , имеет некоторый угол тангажа Θ (39).

2.3.1 Ошибки БИНС в случае неточного определения вертикали

Представим, что вертикаль сразу в начальный момент задана с ошибкой, при этом акселерометр и ДУС ошибок не имеют. Тогда предполагается, что $\dot{V}_{Yg} = 0$ и равенства акселерометра равны данным полученным в первой главе (40).

$$\begin{cases} n_x = \dot{V}_{Xg} \cos \theta + g \sin \theta \\ n_y = g \cos \theta - \dot{V}_{Xg} \sin \theta \end{cases} \quad (2.31)$$

Для определения широты места летательного аппарата, необходимо на оси OX_g и OY_g спроецировать показания акселерометра (2.31). Но поскольку имеется ошибки определения вертикали, то проекция будет осуществляться на оси $O\tilde{X}_g$ и $O\tilde{Y}_g$ системы координат $O\tilde{X}_g\tilde{Y}_g\tilde{Z}_g$. Выражение будет иметь вид:

$$n_{\tilde{x}_g} = n_x \cos(\theta - \beta) - n_y \sin(\theta - \beta). \quad (2.32)$$

Сигнал от акселерометра (2.31) подставим в выражение (2.32):

$$n_{\tilde{x}_g} = (\dot{V}_{Xg} \cos \theta + g \sin \theta) \cos(\theta - \beta) - (g \cos \theta - \dot{V}_{Xg} \sin \theta) \sin(\theta - \beta). \quad (2.33)$$

Преобразуя, получим:

$$n_{\tilde{x}_g} = \dot{V}_{Xg} \cos \beta + g \sin \beta. \quad (2.33)$$

В случае если β – малый угол, то можно записать:

$$n_{\tilde{x}_g} \approx \dot{V}_{Xg} + g\beta. \quad (2.34)$$

После преобразований, в $n_{\tilde{x}_g}$ можно увидеть ускорение силы тяжести.

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						56
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

Используя рисунок 2.9 выведем

$$\beta = \varphi - \tilde{\theta} \quad (2.35)$$

где $\tilde{\varphi}$ – выработанная широта при помощи БИНС.

Продифференцируем равенство (2.35) и получим

$$\dot{\beta} = -\dot{\tilde{\varphi}} + \dot{\varphi}. \quad (2.36)$$

После интегрирования $n_{\tilde{x}_g}$, можно получить приборное значение широты $\tilde{\varphi}$, для этого преобразуем выражение (2.36) и получим

$$\dot{\beta} = -\frac{1}{R} \int_0^t (\dot{V}_{Xg} + g\beta) dt + \dot{\varphi}. \quad (2.37)$$

Заменим $\dot{\varphi} = \frac{V_{Xg}}{R}$ в уравнении (2.37) и запишем в виде:

$$\dot{\beta} = -\frac{1}{R} \int_0^t g\beta dt. \quad (2.38)$$

Проведем дифференцирование выражение (2.38), в результате получим:

$$\ddot{\beta} + \omega_0^2 \beta = 0, \quad (2.39)$$

где $\omega_0 = \sqrt{\frac{g}{R}}$ – частота малых незатухающих колебаний в поле силы тяжести

Земли, иначе называемая как частота Шулера.

Приведенная длина частоты Шулера равна расстоянию от центра Земли до объекта на высоте h . Числовое значение частоты Шулера при $h \ll R_3$ равно

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						57
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

$\omega_0 = \sqrt{\frac{9,81}{6371 \cdot 10^3}} = 1,24 \cdot 10^{-3} \text{ рад/с}$, соответственно период Шулера $T = \frac{2\pi}{\omega_0} = 84.4$ мин.

Ошибка построения вертикали может быть равно нулю, в случае если в начальный момент времени $\beta(0) = 0, \dot{\beta}(0) = 0$. Но если всё же вертикаль задана с ошибкой $\beta(0) = \beta_0$ в начальный момент времени, то уравнение имеет вид:

$$\beta = \beta_0 \cos \omega_0 t. \quad (2.40)$$

Разрешая данное уравнение можно увидеть, что вертикаль, которая вычислена, будет колебаться с периодом Шулера, относительно истинной вертикали (41).

Путем вычитания истинной скорости ЛА из приборной скорости, можно найти ошибку определения скорости ЛА, которая имеет вид

$$\Delta V_{Xg} = \widetilde{V}_{Xg} - V_{Xg} = \int_0^t (V_{Xg} + g\beta) dt - \int_0^t V_{Xg} dt = \int_0^t g\beta dt. \quad (2.41)$$

Из-за ошибки построения вертикали вытекает ошибка определения скорости, такой вывод можно сделать, глядя на (2.41). Зададим неточное начальное значение вертикали, для этого в (2.41) подставим (2.40), выражение будет иметь вид

$$\Delta V_{Xg} = g \int_0^t \beta_0 \cos \omega_0 t dt = \frac{\beta_0 g}{\omega_0} \sin \omega_0 t. \quad (2.42)$$

Ошибка определения широты можно найти путем интегрирования $\Delta\dot{\varphi} = \frac{\Delta V_{Xg}}{R}$.

$$\Delta\varphi = \int_0^t \Delta\dot{\varphi} dt = \beta_0 (1 - \cos \omega_0 t). \quad (2.43)$$

Для получения ошибки по пройденному расстояния ΔS необходимо выражение (2.43) умножить на радиус-вектор R .

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						58
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

$$\Delta S = \Delta\varphi R = \beta_0 R(1 - \cos \omega_0 t). \quad (2.44)$$

Исходя из проведенным действий можно понять, что ошибка местоположения и скорости летательного аппарата имеет колебательный характер с периодом Шулера. Разность вычисленной вертикали из истинной дает понимание об амплитуде ошибки (рисунок 2.10).

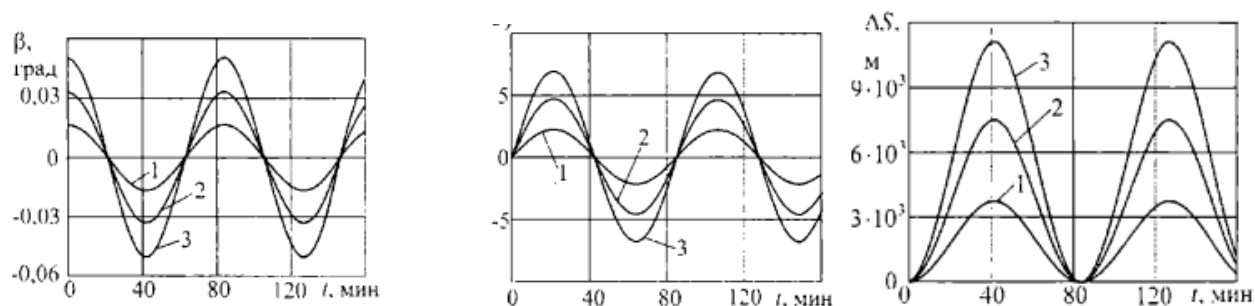


Рисунок 2.10 – Ошибки БИНС при неточно заданной вертикали:

- а) ошибка вертикали;
- б) ошибка по скорости;
- в) ошибка по пройденному расстоянию;

1 – $\beta_0 = 1$ угловая минута;

2 – $\beta_0 = 2$ угловая минута;

3 – $\beta_0 = 3$ угловая минута

2.3.2 Ошибки БИНС, вызванные погрешностями акселерометров

Допустим, что показания акселерометра имеют погрешности смещения нуля δa_x и δa_y , при этом начальные условия выдержаны точно. Тогда выражения (2.31) будут иметь вид:

$$\begin{cases} n_x = \dot{V}_{Xg} \cos \theta + g \sin \theta + \delta a_x \\ n_y = g \cos \theta - \dot{V}_{Xg} \sin \theta + \delta a_y \end{cases} \quad (2.45)$$

Проектируя сигнал акселерометра на ось $O\tilde{X}_g$, получится выражение

									Лист
									59
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата					

$$n_{\tilde{x}_g} = \dot{V}_{Xg} \cos \beta + g \sin \beta + \delta a_x \cos(\theta - \beta) - \delta a_y \sin(\theta - \beta). \quad (2.46)$$

В выражение (2.46) с учетом малого угла β представим тригонометрические функции разности аргументов и получим:

$$\begin{aligned} \cos(\theta - \beta) &= \cos \theta \cos \beta + \sin \theta \sin \beta \approx \cos \theta + \beta \sin \theta; \\ \sin(\theta - \beta) &= \sin \theta \cos \beta - \cos \theta \sin \beta \approx \sin \theta - \beta \cos \theta. \end{aligned} \quad (2.47)$$

Добавим в полученное выражение (4.47), кажущееся ускорение, тогда выражение примет вид:

$$\begin{aligned} n_{\tilde{x}_g} &= \dot{V}_{Xg} + g\beta + \delta a_x (\cos \theta + \beta \sin \theta) - \delta a_y (\sin \theta + \\ &\beta \cos \theta) \approx \dot{V}_{Xg} + g\beta + \delta a_{Xg}, \end{aligned} \quad (2.48)$$

где $\delta a_{Xg} = \delta a_x \cos \theta - \delta a_y \sin \theta$ – проекция ошибки от акселерометра.

Уберем из выражения (2.48) ошибки $\delta a_x \beta$ и $\delta a_y \beta$. Для получения ошибки построения вертикали, воспользуемся выражением (2.38).

$$\dot{\beta} = -\frac{1}{R} \int_0^t (g\beta + \delta a_{Xg}) dt. \quad (2.49)$$

Дифференцируем выражение (2.49), после чего получим

$$\ddot{\beta} + \omega_0^2 \beta = -\frac{\delta a_{Xg}}{R}. \quad (2.50)$$

Поскольку угол тангажа θ мал, то запишем

$$\delta a_{Xg} \approx \delta a_x - \delta a_y \theta \approx \delta a_x,$$

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						60
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

Исходя из выражения понятно, что основное влияние имеет ошибка акселерометра A_X . Допустим что ошибка акселерометра постоянная, то выражение (2.50) при нулевых начальных условиях будет

$$\beta = \frac{\delta a_X}{g} (\cos \omega_0 t - 1) \quad (2.51)$$

Разрешая выражение (2.51) можно понять, что из-за погрешности акселерометра будут создаваться колебания с некоторым периодом Шулера вычисленной вертикали. Смещение от истинной вертикали составляет $\beta = \frac{\delta a_X}{g}$. Ошибка акселерометра значащееся в долях ускорений сил тяжести $\delta a_X/g$ будет определять амплитуду колебания.

По итогу остаются ошибки БИНС полученные вследствие недостоверных данных от акселерометра A_X , выражающиеся в ошибках скоростей, координат и широты. Разность между истинной линейной скорости и вычисленной можно найти:

$$\Delta V_{Xg} = \int_0^t (\dot{V}_{Xg} + g\beta + \delta a_X) dt - \int_0^t \dot{V}_{Xg} dt = \frac{\delta a_X}{\omega_0} \sin \omega_0 t \quad (2.52)$$

Разрешая полученной выражение можно понять, что ошибка в изменении скорости имеет колебательный характер с периодом колебаний Шулера. Амплитуда колебаний определяется величиной смещения нулевого отсчета акселерометра (42). Определение широты и пройденного расстояния также имеет ошибку и имеют вид:

$$\Delta \varphi = \int_0^t \Delta \dot{\varphi} dt = \int_0^t \frac{\Delta V_{Xg}}{R} dt = \frac{\delta a_X}{g} (1 - \cos \omega_0 t) \quad (2.53)$$

$$\Delta S = \frac{\delta a_X}{\omega_0^2} (1 - \cos \omega_0 t) \quad (2.54)$$

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						61
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

Разрешая полученные выражения можно сделать вывод, что погрешность координат ЛА имеет колебательный характер с некоторым периодом Шулера.

Все описанные ошибки, возникшие из-за погрешности значений акселерометра представлены на рисунке 2.11.

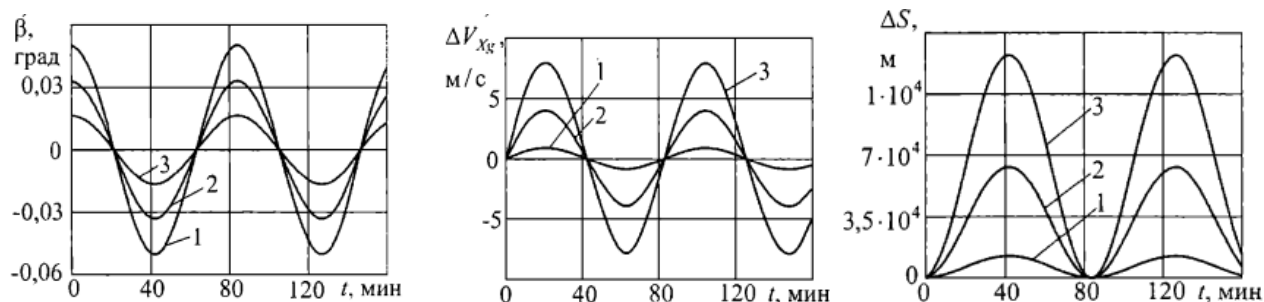


Рисунок 2.11 – Ошибки смещения нуля акселерометра:

- а) ошибка вертикали;
- б) ошибка по скорости;
- в) ошибка по координатам;

$$1 - \delta a_x = 10^{-4} g;$$

$$2 - \delta a_x = 5 \cdot 10^{-4} g;$$

$$3 - \delta a_x = 10^{-3} g$$

2.3.3 Ошибки БИНС, вызванные дрейфом гироскопов

Допустим что ДУС имеет некоторую ошибку в определении угловой скорости ε , при этом все остальные узлы БИНС работают идеально. Задача стоит на поиске ошибки определения угла θ . Согласно первой главе, при интегрировании относительной угловой скорости можно найти угол тангажа θ . Тогда

$$\theta = \int_0^t (\omega_z - \omega_{zg}) dt + \theta_0, \quad (2.55)$$

Вследствие дрейфа гироскопа возникает погрешности в проекциях абсолютной угловой скорости ω_z и ω_{zg} . Расчёт угла тангажа имеет вид:

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						62
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

$$\tilde{\theta} = \int_0^t (\omega_z + \varepsilon - \tilde{\omega}_{zg}) dt + \theta_0, \quad (2.56)$$

где $\tilde{\omega}_{zg}$ – рассчитанная проекция угловой скорости, с учетом что начальные значения уравнения являются точными.

Для определения ошибки по тангажу необходимо найти разницу между истинным (2.55) значением угла и расчётным (2.56).

$$\Delta\theta = \tilde{\theta} - \theta = \int_0^t (\omega_z + \varepsilon - \tilde{\omega}_{zg}) dt + \theta_0 - \int_0^t (\omega_z - \omega_{zg}) dt + \theta_0.$$

Далее получаем

$$\Delta\theta = \int_0^t (\varepsilon - \Delta\omega_{zg}) dt \quad (2.57)$$

где $\Delta\omega_{zg} = \tilde{\omega}_{zg} - \omega_{zg}$.

Дифференцируем равенство (2.57) и получаем

$$\Delta\dot{\theta} = \varepsilon - \Delta\omega_{zg}. \quad (2.58)$$

Согласно с рисунком 2.9 угол тангажа это угол между осью $O\tilde{X}_g$ и продольной осью OX . Тогда значение тангажа можно определить, как разница между истинным и вычисленным значением.

$$\theta - \tilde{\theta} = \beta, \quad (2.59)$$

или

$$\Delta\theta = -\beta. \quad (2.60)$$

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						63
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

Ошибка построения вертикали и является ошибкой выработки тангажа, но с обратным знаком и при одноканальном БИНС. Тогда выражение (2.58) с учетом (2.60) имеет вид:

$$\dot{\beta} = \Delta\omega_{zg} - \varepsilon. \quad (2.61)$$

Необходимо найти ошибку построения вертикали, при дрейфе гироскопа, при помощи $\Delta\omega_{zg} = -\frac{\Delta V_{Xg}}{R}$.

$$\dot{\beta} = -\frac{\Delta V_{Xg}}{R} - \varepsilon. \quad (2.62)$$

Разница в ошибки построения вертикали между БИНС и ИНС заключается в отрицательном знаке перед ε , обозначающим дрейф гироскопа.

Поскольку известно, что $\Delta V_{Xg} = g\beta dt$, тогда выражение (2.62) имеет вид

$$\dot{\beta} = -\frac{1}{R} \int_0^t g\beta - \varepsilon. \quad (2.63)$$

Разрешим выражение (2.63) при постоянном дрейфе гироскопа. Из выражения (2.63) можно увидеть что интеграл обращается в ноль, поэтому работает выражение $t=0 \dot{\beta}(0) = -\varepsilon$. Это выражение говорит о том, что отклонение расчетной вертикали от истинной вертикали происходит с той же угловой скоростью что дрейф гироскопа. После дифференцирования выражение имеет вид

$$\ddot{\beta} + \omega_0^2 = 0. \quad (2.64)$$

Допустим, что $\beta(0) = 0$, тогда (2.64) имеет вид

$$\beta = -\frac{\varepsilon}{\omega_0} \sin \omega_0 t. \quad (2.65)$$

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						64
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

Как и в предыдущих пунктах, необходимо найти ошибки в вычислении скорости, широты и расстояние:

$$\Delta V_{Xg} = \varepsilon R (\cos \omega_0 t - 1); \quad (2.66)$$

$$\Delta \varphi = \frac{\varepsilon}{\omega_0} (\sin \omega_0 t - \omega_0 t); \quad (2.67)$$

$$\Delta S = \frac{\varepsilon R}{\omega_0} (\sin \omega_0 t - \omega_0 t). \quad (2.68)$$

По полученным выражениям можно увидеть, что вертикаль совершает колебательные движения с периодом Шулера и некоторой амплитудой равной $\frac{\varepsilon}{\omega_0}$. Также имеется постоянная, которая пропорциональная радиусу Земли. Вследствие присутствия данной постоянной имеется постоянный рост погрешности в определении расстояния и широты (рисунок 2.12). Это является слабым местом и основным недостатком БИНС.

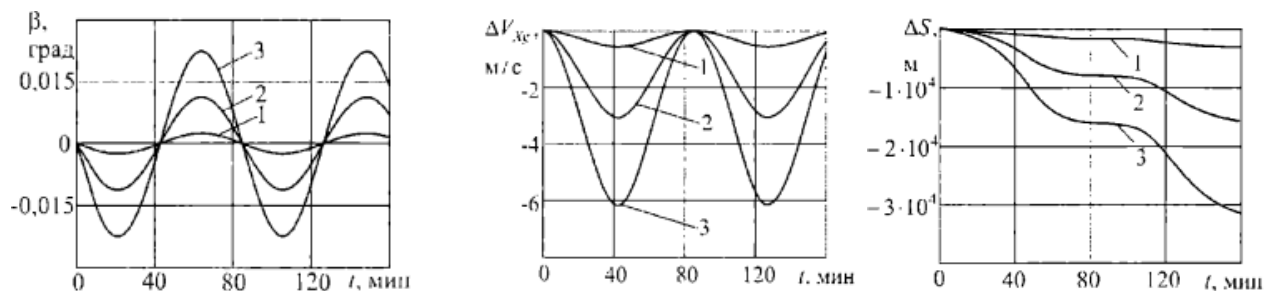


Рисунок 2.12 – Ошибки дрейфа гироскопа:

- а) ошибка вертикали;
 - б) ошибка по скорости;
 - в) ошибка по координатам;
- 1 – $\varepsilon = 0,01$ градус/час;
 2 – $\varepsilon = 0,05$ градус/час;
 3 – $\varepsilon = 0,1$ градус/час

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						65
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

2.3.4 Ошибки вертикального канала БИНС

Ошибка, возникающая при компенсации силы тяжести g . Представим данную задачу.

Допустим, что все параметры акселерометра и ДУС работают без ошибок, а также начальные данные введены точно. Для определения ошибки в вертикальном канале необходимо вычесть из истинной вертикальной скорости скорость вычисленную. Тогда

$$\Delta V_{Yg} = \tilde{V}_{Yg} - \Delta V_{Yg} = \int_0^t (\dot{V}_{Yg} + g - \tilde{g}) dt - \int_0^t \dot{V}_{Yg} dt. \quad (2.69)$$

где \tilde{g} – сила тяжести, необходимая для компенсации истинного значения g .

Далее необходимо найти погрешность определения вертикальной скорости из выражения (2.69).

$$\Delta V_{Yg} = - \int_0^t \Delta g dt, \quad (2.70)$$

где $\Delta g = \tilde{g} - g$ – ошибка возникающая при компенсации силы тяжести.

Ошибка определения высоты будет выглядеть

$$\Delta h = \int_0^t \Delta V_{Yg} dt. \quad (2.71)$$

Допустим что ошибка компенсации постоянная $\Delta g = const$, тогда

$$\Delta V_{Yg} = -\Delta g t; \quad \Delta h = -\frac{-\Delta g t^2}{2}. \quad (2.72)$$

Исходя из выражений (2.72) можно сделать вывод, что имеется бесконечный рост ошибки по скорости и высоте в вертикальном канале БИНС.

Но при этом сила тяжести играет положительную роль как в БИНС так и в ИНС, поскольку благодаря этому вектору ошибки имеют ограничения. Проверим это,

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						66
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

путем обнуления вектора силы тяжести, а также с учетом ошибок акселерометров получаем

$$\dot{\beta} = -\frac{1}{R} \int_0^t \delta a_x dt. \quad (2.73)$$

Допустим, что $\delta a_x = const$ тогда разрешив выражение (2.73) получаем

$$\beta = -\frac{\delta a_x}{R} t. \quad (2.74)$$

Таким же образом найдем ошибки в определении скорости и пути (не учитывая g), тогда получаем:

$$\Delta V_{Xg} = \int_0^t (\dot{V}_{Xg} + \delta a_x) dt - \int_0^t \dot{V}_{Xg} dt = \delta a_x t; \quad (2.75)$$

$$\Delta S = \int_0^t \Delta \dot{V}_{Xg} dt = \frac{\delta a_x t^2}{2}. \quad (2.76)$$

Анализируя полученные выражения (2.74) – (2.76), можно сделать вывод что из-за отсутствия силы тяжести g построение вертикали сопровождается ошибкой, которая бесконечно возрастает, влияя на значения скорости и координат. Напомним, с присутствием вектора ускорения силы тяжести в показаниях акселерометров эти ошибки БИНС носят колебательный характер с периодом Шулера (43).

2.3.5 Структурная схема ошибок северного канала БИНС

Для подведения итога по точности БИНС приведем выражения характеризующие ошибки северного канала, с учетом того что это одноканальный анализ

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						67
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

$$\begin{cases} \dot{\beta} = -\frac{\Delta V_{Xg}}{R} - \varepsilon; \\ \Delta \dot{V}_{Xg} = g\beta + \delta a_{Xg}; \\ \Delta \dot{\varphi} = \frac{\Delta V_{Xg}}{R}; \\ \Delta \theta = -\beta. \end{cases} \quad (2.77)$$

На рисунке 2.13 представлена структурная схема северного канала БИНС с учетом погрешностей акселерометра и гироскопа, при этом выполнен рисунок с учётом выражений (2.77) и алгоритма идеальной работы БИНС.

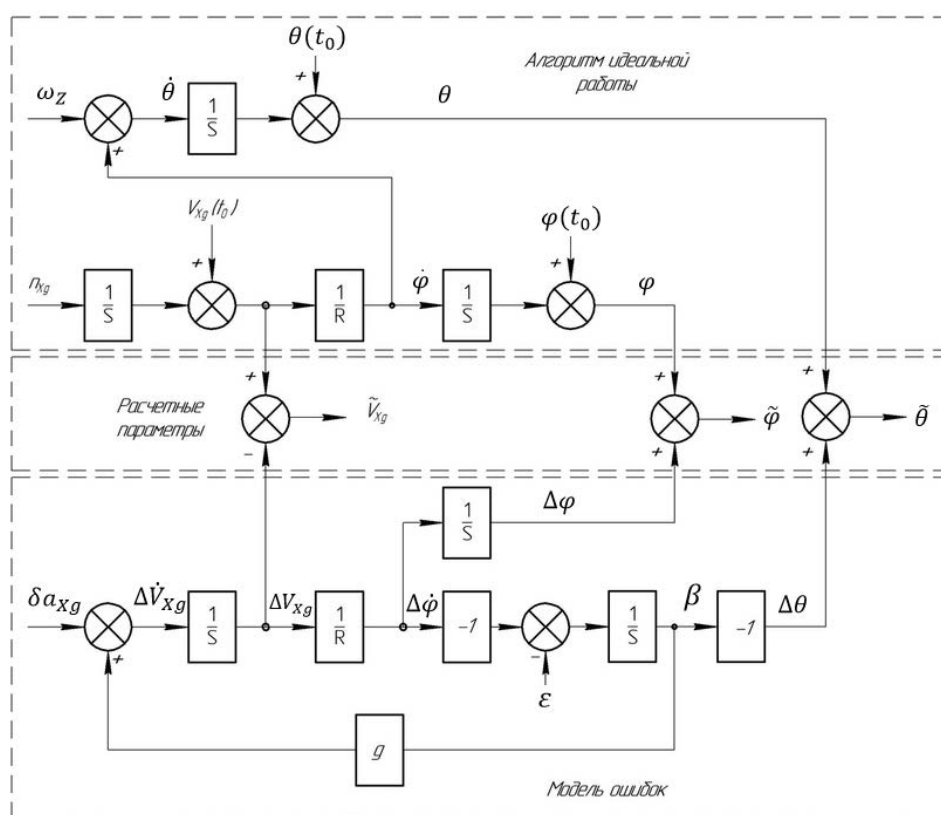


Рисунок 2.13 – Алгоритм работы северного канала БИНС с учетом погрешностей чувствительных элементов

Символ s является оператором Лапласа.

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						68
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

Вывод по главе 2

В данной главе была проанализирована теоретическая составляющая работы БИНС. В качестве основы была выбрана БИНС с углами Эйлера-Крылова, в основе которой лежат географические координаты, определяющие объект посредством долготы λ , широты φ и высота h , а также углы крена, тангажа и рыскания, называемые как углы Эйлера-Крылова. Разобрана теоретическая часть по получению скорости, пройденного пути, координат и углов ЛА, с помощью БИНС. Сформирована целостная структурная схема работы БИНС.

Сформирована модель ошибок БИНС. Проведен анализ всех возможных вариаций ошибок и причины их возникновения в БИНС. Были выведены основные типы ошибок БИНС, такие как:

- ошибки БИНС при неточном определении вертикали – имеют колебательный характер;
- ошибки БИНС, вызванные погрешностями акселерометров – имеют колебательный характер;
- ошибки БИНС, вызванные дрейфом гироскопов – имеют колебательный характер;
- ошибки вертикального канала БИНС – канал неустойчивый, вследствие чего имеется бесконечный рост ошибки.

Сформирована структурная схема ошибок северного канала БИНС.

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						69
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

3 РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ КАЛИБРОВКИ И ПРОГРАММЫ ИСПЫТАНИЙ

В данной главе разработанная математическая модель отлаживается в среде MathCad. Целью является нахождение и корректировка ошибок и неточностей, выявленных в процессе отладки алгоритма программы.

Mathcad — программа класса систем автоматизированного проектирования, предназначенная для вычисления алгебраических действий, с возможностью создания интерактивных документов с вычислениями, а также с визуальной составляющей.

Дальнейшее моделирование и отладка программы осуществится в среде MathCad с целью проверки алгоритмов работы БИНС. Внедрение погрешности ЧЭ также осуществляется в среде MathCad, это необходимо для получения верных результатов идеальной работы БИНС и работы БИНС с ошибками ЧЭ. С последующим анализом результатов и внедрения калибровочных коэффициентов (44).

3.1 Математическая модель БИНС

Множество работ отечественны и зарубежных авторов (45; 46), описывали и разрабатывали свои алгоритмы БИНС. Определение положения центра масс объекта, то есть его координат и скорости, происходит с помощью созданных алгоритмов навигации. Входными данными навигации служат ускорения акселерометров, которые проецируются в связанном трехграннике. Навигация осуществляется путем двукратных интегрирований ускорения. В БИНС чувствительные элементы располагаются неподвижно на корпусе ЛА, а функцию гиро стабилизированной платформы выполняет бортовой вычислитель.

Представим задачу, в которой беспилотный летательный аппарат движется на высоте h и со скоростью V . Тогда алгоритм БИНС (рисунок 3.1) основанный на кинематическом уравнений в ГСК имеет вид.

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						70
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

$$\omega_{Xg}(\varphi, V_{Zg}, U, \psi, \gamma, \theta, nx, ny, nz, V_{Xg}, V_{Yg}, Vzg0, t0, t) := U \cdot \cos(\varphi) + \frac{Vzg(\psi, \gamma, \theta, nx, ny, nz, V_{Zg}, \varphi, V_{Xg}, V_{Yg}, U, Vzg0, t0, t)}{R}$$

$$\omega_{Yg}(\psi, \gamma, \theta, nx, ny, nz, V_{Zg}, \varphi, V_{Xg}, V_{Yg}, U, Vzg0, t0, t) := U \cdot \sin(\varphi) + \frac{Vzg(\psi, \gamma, \theta, nx, ny, nz, V_{Zg}, \varphi, V_{Xg}, V_{Yg}, U, Vzg0, t0, t)}{R} \cdot \tan(\varphi)$$

$$\omega_{Zg}(\psi, \gamma, \theta, nx, ny, nz, V_{Zg}, \varphi, V_{Xg}, V_{Yg}, U, Vzg0, t0, t) := \frac{-Vxg(\psi, \gamma, \theta, nx, ny, nz, V_{Zg}, \varphi, V_{Xg}, V_{Yg}, U, Vzg0, t0, t)}{R}$$

$$\omega_{XYZg}(\omega_{Xg}, \varphi, V_{Zg}, U, \psi, \gamma, \theta, nx, ny, nz, V_{Xg}, V_{Yg}, Vzg0, t0, t, Vxg0) := \begin{pmatrix} \omega_{Xg}(\varphi, V_{Zg}, U, \psi, \gamma, \theta, nx, ny, nz, V_{Xg}, V_{Yg}, Vzg0, t0, t) \\ \omega_{Yg}(\psi, \gamma, \theta, nx, ny, nz, V_{Zg}, \varphi, V_{Xg}, V_{Yg}, U, Vzg0, t0, t) \\ \omega_{Zg}(\psi, \gamma, \theta, nx, ny, nz, V_{Zg}, \varphi, V_{Xg}, V_{Yg}, U, Vzg0, t0, t) \end{pmatrix}$$

Рисунок 3.1 – Проекции абсолютной угловой скорости географического трехгранника

V_{Zg}, V_{Xg} – линейная скорость объекта вдоль осей Zg и Xg ; U – угловая скорость Земли; φ – широта; R – радиус Земли (47)

На основе рисунка 3.1, угловая скорость движения объекта относительно Земли определяется соотношениями, представленными на рисунке 3.2.

$$D\psi := \frac{1}{\cos(\theta)} \cdot (\omega_{OTH_1} \cdot \cos(\gamma) - \omega_{OTH_2} \cdot \sin(\gamma))$$

$$D\theta := \omega_{OTH_1} \cdot \sin(\gamma) + \omega_{OTH_2} \cdot \cos(\gamma)$$

$$D\gamma := \omega_{OTH_0} - \tan(\theta) \cdot (\omega_{OTH_1} \cdot \cos(\gamma) - \omega_{OTH_2})$$

Рисунок 3.2 – Определение координат объекта в ГСК

Зная линейные скорости по трем осям V_{Xg}, V_{Yg}, V_{Zg} , можно определить координаты объекта φ, λ, h . Для этого необходимо обратиться к интегрированию ускорений. Абсолютное ускорение состоит из нескольких видов ускорений, представленных в (3.1).

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						71
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

$$\mathbf{a} = \mathbf{a}^e + \mathbf{a}^r + \mathbf{a}^c, \quad (3.1)$$

где \mathbf{a}^e – переносное ускорение;

\mathbf{a}^r – относительное ускорение;

\mathbf{a}^c – кориолисово ускорение.

Связь линейной скорости и угловой скорости Земли способствует возникновению кориолисова ускорения. Спроецируем кориолисово ускорение на географический трехгранник

$$\begin{aligned} a_{Xg}^k &= 2UV_{Zg} \sin \varphi; \\ a_{Yg}^k &= -2UV_{Zg} \cos \varphi; \\ a_{Zg}^k &= 2(UV_{Yg} \cos \varphi - -2UV_{Xg} \sin \varphi). \end{aligned} \quad (3.2)$$

Совокупность линейной скорости с движением объекта вокруг земли вызывает относительное ускорение, спроецируем его на географический трехгранник

$$\begin{aligned} a_{Xg}^o &= \dot{V}_{Xg} + \frac{V_{Zg}^2}{R} \cdot \tan \varphi + \frac{V_{Xg}V_{Yg}}{R}; \\ a_{Yg}^o &= \dot{V}_{Yg} + \frac{V_{Zg}^2}{R} - \frac{V_{Xg}^2}{R}; \\ a_{Zg}^o &= \dot{V}_{Zg} + \frac{V_{Zg}V_{Yg}}{R} - \frac{V_{Yg}V_{Zg}}{R} \cdot \tan \varphi. \end{aligned} \quad (3.3)$$

Угловая скорость Земли способствует возникновению переносного ускорения, проекция его на географический трехгранник будет иметь вид

$$\begin{aligned} a_{Xg}^p &= U^2 R \sin \varphi \cos \varphi; \\ a_{Yg}^p &= -U^2 R \cos^2 \varphi; \\ a_{Zg}^p &= 0. \end{aligned} \quad (3.4)$$

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						72
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

Вектор ускорения силы тяжести получаем путем сложения переносного ускорения с вектором g .

В кажущемся ускорении, которое определяется акселерометром, можно найти все перечисленные ускорения, такие как кариолисово, относительное, ускорение силы тяжести. Для поиска компонентов n_{Xg} , n_{Yg} , n_{Zg} , необходимо пере проецировать кажущееся ускорение в ГСК. Результат представлен на рисунке 3.3.

$$\begin{aligned} n_{Xg}(\psi, \gamma, \theta, n_x, n_y, n_z) &:= n_y \cdot \sin(\theta) + n_x \cdot \cos(\psi) \cdot \cos(\theta) - n_z \cdot \cos(\theta) \cdot \sin(\psi) \\ n_{Yg}(\psi, \gamma, \theta, n_x, n_y, n_z) &:= n_x \cdot (\sin(\gamma) \cdot \sin(\psi) - \cos(\gamma) \cdot \cos(\psi) \cdot \sin(\theta)) + n_z \cdot (\sin(\gamma) \cdot \cos(\psi) + \cos(\gamma) \cdot \sin(\psi) \cdot \sin(\theta)) \\ n_{Zg}(\psi, \gamma, \theta, n_x, n_y, n_z) &:= n_x \cdot (\cos(\gamma) \cdot \sin(\psi) + \sin(\gamma) \cdot \cos(\psi) \cdot \sin(\theta)) + n_z \cdot (\cos(\gamma) \cdot \cos(\psi) - \sin(\gamma) \cdot \sin(\psi) \cdot \sin(\theta)) - n_y \cdot \sin(\gamma) \cdot \cos(\theta) \end{aligned}$$

Рисунок 3.3 – Моделирование кажущегося ускорения

Перед использованием данных от акселерометра в алгоритме БИНС необходимо убрать «вредные» составляющие по всем осям ГСК Zg , Yg , Xg . Результат компенсации вредных ускорений представлен на рисунке 3.4.

$$\begin{aligned} iV_{Xg}(\psi, \gamma, \theta, n_x, n_y, n_z, V_{Zg}, \phi, V_{Xg}, V_{Yg}, U) &:= n_{Xg}(\psi, \gamma, \theta, n_x, n_y, n_z) - a_{V_{Xg}}(V_{Zg}, \phi, V_{Xg}, V_{Yg}, U) \\ iV_{Yg}(\psi, \gamma, \theta, n_x, n_y, n_z, V_{Zg}, \phi, V_{Xg}, V_{Yg}, U) &:= n_{Yg}(\psi, \gamma, \theta, n_x, n_y, n_z) - a_{V_{Yg}}(V_{Zg}, V_{Xg}, \phi, U) \\ iV_{Zg}(\psi, \gamma, \theta, n_x, n_y, n_z, V_{Zg}, \phi, V_{Xg}, V_{Yg}, U) &:= n_{Zg}(\psi, \gamma, \theta, n_x, n_y, n_z) - a_{V_{Zg}}(V_{Zg}, V_{Yg}, V_{Xg}, \phi, U) \end{aligned}$$

Рисунок 3.4 – Компенсация вредных ускорений

Для нахождения линейной скорости БИНС необходимо проинтегрировать выражения (8), результат виден на рисунке 3.5.

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						73
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

$$V_{xg}(\psi, \gamma, \theta, nx, ny, nz, V_{Zg}, \phi, V_{Xg}, V_{Yg}, U, V_{xg0}, t0, t) := V_{xg0} + \int_{t0}^t iV_{xg}(\psi, \gamma, \theta, nx, ny, nz, V_{Zg}, \phi, V_{Xg}, V_{Yg}, U) dt$$

$$V_{yg}(\psi, \gamma, \theta, nx, ny, nz, V_{Zg}, \phi, V_{Xg}, V_{Yg}, U, V_{yg0}, t0, t) := V_{yg0} + \int_{t0}^t iV_{yg}(\psi, \gamma, \theta, nx, ny, nz, V_{Zg}, \phi, V_{Xg}, V_{Yg}, U) dt$$

$$V_{zg}(\psi, \gamma, \theta, nx, ny, nz, V_{Zg}, \phi, V_{Xg}, V_{Yg}, U, V_{zg0}, t0, t) := V_{zg0} + \int_{t0}^t iV_{zg}(\psi, \gamma, \theta, nx, ny, nz, V_{Zg}, \phi, V_{Xg}, V_{Yg}, U) dt$$

Рисунок 3.5 – Моделирование относительной скорости

Зная начальные значения координат и высоты объекта, можно определить угловые координаты и высоту путем интегрирования. Результат представлен на рисунке 3.6.

$$i\lambda(\psi, \gamma, \theta, nx, ny, nz, V_{Zg}, \phi, V_{Xg}, V_{Yg}, U, V_{zg0}, t0, t) := \frac{V_{zg}(\psi, \gamma, \theta, nx, ny, nz, V_{Zg}, \phi, V_{Xg}, V_{Yg}, U, V_{zg0}, t0, t)}{R \cdot \cos(\phi)}$$

$$i\phi(\psi, \gamma, \theta, nx, ny, nz, V_{Zg}, \phi, V_{Xg}, V_{Yg}, U, V_{xg0}, t0, t) := \frac{V_{xg}(\psi, \gamma, \theta, nx, ny, nz, V_{Zg}, \phi, V_{Xg}, V_{Yg}, U, V_{xg0}, t0, t)}{R}$$

$$ih(\psi, \gamma, \theta, nx, ny, nz, V_{Zg}, \phi, V_{Xg}, V_{Yg}, U, V_{yg0}, t0, t) := V_{yg}(\psi, \gamma, \theta, nx, ny, nz, V_{Zg}, \phi, V_{Xg}, V_{Yg}, U, V_{yg0}, t0, t)$$

Рисунок 3.6 – Угловые координаты и высота объекта

Далее моделируется относительная угловая скорость. Для этого из показаний с датчиков угловой скорости вычтем переносную угловую скорость. Относительная угловая скорость представлена на рисунке 3.7 (48).

$$\omega_{X_{OTH}}(\omega_{Xg}, \phi, V_{Zg}, U, \psi, \gamma, \theta, nx, ny, nz, V_{Xg}, V_{Yg}, V_{zg0}, t0, t, V_{xg0}, \omega_X, \omega_Y, \omega_Z) := \omega_X - |\omega_{X_{пер}}(\phi, V_{Zg}, U, \psi, \gamma, \theta, nx, ny, nz, V_{Xg}, V_{Yg}, V_{zg0}, t0, t)|$$

$$\omega_{Y_{OTH}}(\omega_{Xg}, \phi, V_{Zg}, U, \psi, \gamma, \theta, nx, ny, nz, V_{Xg}, V_{Yg}, V_{zg0}, t0, t, V_{xg0}, \omega_X, \omega_Y, \omega_Z) := \omega_Y - |\omega_{Y_{пер}}(\phi, V_{Zg}, U, \psi, \gamma, \theta, nx, ny, nz, V_{Xg}, V_{Yg}, V_{zg0}, t0, t)|$$

$$\omega_{Z_{OTH}}(\omega_{Xg}, \phi, V_{Zg}, U, \psi, \gamma, \theta, nx, ny, nz, V_{Xg}, V_{Yg}, V_{zg0}, t0, t, V_{xg0}, \omega_X, \omega_Y, \omega_Z) := \omega_Z - |\omega_{Z_{пер}}(\phi, V_{Zg}, U, \psi, \gamma, \theta, nx, ny, nz, V_{Xg}, V_{Yg}, V_{zg0}, t0, t, V_{xg0})|$$

$$\omega_{OTH}(\omega_{Xg}, \phi, V_{Zg}, U, \psi, \gamma, \theta, nx, ny, nz, V_{Xg}, V_{Yg}, V_{zg0}, t0, t, V_{xg0}, \omega_X, \omega_Y, \omega_Z) := \omega_{XYZ}(\omega_X, \omega_Y, \omega_Z) - \omega_{пер}(\omega_{Xg}, \phi, V_{Zg}, U, \psi, \gamma, \theta, nx, ny, nz, V_{Xg}, V_{Yg}, V_{zg0}, t0, t, V_{xg0})$$

Рисунок 3.7 – Моделирование относительной угловой скорости

Переносная угловая скорость имеет вид, представленный на рисунке 3.8.

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						74
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

$$\begin{aligned} \omega_{Xпер}(\phi, V_{Zг}, U, \psi, \gamma, \theta, nx, ny, nz, V_{Xг}, V_{Yг}, Vzг0, t0, t) &:= A_{\psi}(\psi) \cdot \omega_{Xг}(\phi, V_{Zг}, U, \psi, \gamma, \theta, nx, ny, nz, V_{Xг}, V_{Yг}, Vzг0, t0, t) \\ \omega_{Yпер}(\phi, V_{Zг}, U, \psi, \gamma, \theta, nx, ny, nz, V_{Xг}, V_{Yг}, Vzг0, t0, t) &:= A_{\theta}(\theta) \cdot \omega_{Yг}(\psi, \gamma, \theta, nx, ny, nz, V_{Zг}, \phi, V_{Xг}, V_{Yг}, U, Vzг0, t0, t) \\ \omega_{Zпер}(\phi, V_{Zг}, U, \psi, \gamma, \theta, nx, ny, nz, V_{Xг}, V_{Yг}, Vzг0, t0, t, Vxг0) &:= A_{\gamma}(\gamma) \cdot \omega_{Zг}(\psi, \gamma, \theta, nx, ny, nz, V_{Zг}, \phi, V_{Xг}, V_{Yг}, U, Vxг0, t0, t) \\ \omega_{пер}(\omega_{Xг}, \phi, V_{Zг}, U, \psi, \gamma, \theta, nx, ny, nz, V_{Xг}, V_{Yг}, Vzг0, t0, t, Vxг0) &:= A(\psi, \gamma, \theta) \cdot \omega_{XYZг}(\omega_{Xг}, \phi, V_{Zг}, U, \psi, \gamma, \theta, nx, ny, nz, V_{Xг}, V_{Yг}, Vzг0, t0, t, Vxг0) \end{aligned}$$

Рисунок 3.8 – Моделирование переносной угловой скорости.

Для нахождения переносной угловой скорости необходимо перемножить матрицу направляющих косинусов, при переходе от географической системы трехгранников к связанной, с угловой скоростью в географической системе координат.

3.2 Моделирование математической модели БИНС

Запустим разработанный алгоритм работы БИНС, а именно проведение интегрирований ускорений и скоростей.

Алгоритм вычислений БИНС представлен на рисунке 3.9.

$$\text{BINS_2}(x0, t0, tk, N, D) := \left\{ \begin{array}{l} \Delta t \leftarrow \frac{tk - t0}{N - 1} \\ X_1 \leftarrow x0 \\ XS \leftarrow \text{stack}(t0, X_1) \\ \text{for } i \in 1..N - 1 \\ \quad \left\{ \begin{array}{l} t \leftarrow t0 + i \cdot \Delta t \\ X \leftarrow X_1 + D(X_1, t) \cdot \Delta t \\ XS \leftarrow \text{augment}(XS, \text{stack}(t, X)) \\ X_1 \leftarrow X \end{array} \right. \\ XSV \leftarrow XS^T \\ XSV \end{array} \right.$$

Рисунок 3.9 – Алгоритм вычислений БИНС

Алгоритм программы включает в себя следующие компоненты, представленный на рисунке 3.10.

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						75
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

$$D_2(x, t) := \begin{pmatrix} \frac{x_6}{R} \\ x_8 \\ \frac{x_8}{(R \cdot \cos(x_0))} \\ x_7 \\ D\psi(\omega_{Xg}, \phi, V_{Zg}, U, \psi, \gamma 1, \theta, nx, ny, nz, V_{Xg}, V_{Yg}, Vzg0, t0, t, Vxg0, \omega_X, \omega_Y, \omega_Z, \psi t0, \theta t0, \gamma t0) \\ D\theta(\omega_{Xg}, \phi, V_{Zg}, U, \psi, \gamma 1, \theta, nx, ny, nz, V_{Xg}, V_{Yg}, Vzg0, t0, t, Vxg0, \omega_X, \omega_Y, \omega_Z, \psi t0, \theta t0, \gamma t0) \\ D\gamma(\omega_{Xg}, \phi, V_{Zg}, U, \psi, \gamma 1, \theta, nx, ny, nz, V_{Xg}, V_{Yg}, Vzg0, t0, t, Vxg0, \omega_X, \omega_Y, \omega_Z, \psi t0, \theta t0, \gamma t0) \\ iVxg(x_3, x_5, x_4, nx, ny, nz, x_8, x_0, x_6, x_7, U) \\ iVyg(x_3, x_5, x_4, nx, ny, nz, x_8, x_0, x_6, x_7, U) \\ iVzг(x_3, x_5, x_4, nx, ny, nz, x_8, x_0, x_6, x_7, U) \end{pmatrix} \quad \begin{pmatrix} \phi & x_0 \\ \lambda & x_1 \\ h & x_2 \\ \psi & x_3 \\ \theta & x_4 \\ \gamma & x_5 \\ V_{Xg} & x_6 \\ V_{Yg} & x_7 \\ V_{Zg} & x_8 \end{pmatrix}$$

Рисунок 3.10 – Компоненты интегрирования для работы БИНС

Зададим начальные значения и количество циклов для алгоритма работы бесплатформенной инерциальной навигационной системы. Начальные значения представлены на рисунке 3.11.

Для проверки работоспособности и исключения ошибок в алгоритме работы БИНС, зададим нулевые начальные значения для объекта.

$$x0 := \begin{pmatrix} \phi 0 \\ \lambda 0 \\ h 0 \\ \psi t0 \\ \theta t0 \\ \gamma t0 \\ Vxg0 \\ Vyg0 \\ Vzг0 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}$$

$t0 = 0$ $N = 50$

Рисунок 3.11 – Начальные значения $t0$, $x0$ и количество циклов N для моделирования работы БИНС

На рисунке 3.11 можно увидеть, что все начальные значения равны нулю. Количество циклов по интегрированию равно пятидесяти. Исходя из начальных значений, на выходе, при правильной работе алгоритма должны получиться нули

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						76
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

по всем параметрам ориентации БИНС (Широта, долгота, высота, рыскание, крен, тангаж, скорость по X, скорость по Y, скорость по Z).

Результаты полученного моделирования представлены на рисунке 3.12.

	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
1	0.204	0	0	0	0	0	0	0	0	0
2	0.408	0	0	0	0	0	0	0	0	0
3	0.612	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	0.816	0	0	0	0	0	0	0	0	0
5	1.02	0	0	0	0	0	0	0	0	0
6	1.224	0	0	0	0	0	0	0	0	0
7	1.429	0	0	0	0	0	0	0	0	0
8	1.633	0	0	0	0	0	0	0	0	0
9	1.837	0	0	0	0	0	0	0	0	0
10	2.041	0	0	0	0	0	0	0	0	0
11	2.245	0	0	0	0	0	0	0	0	0
12	2.449	0	0	0	0	0	0	0	0	0
13	2.653	0	0	0	0	0	0	0	0	0
14	2.857	0	0	0	0	0	0	0	0	0
15	3.061	0	0	0	0	0	0	0	0	0
16	3.265	0	0	0	0	0	0	0	0	0
17	3.469	0	0	0	0	0	0	0	0	0
18	3.673	0	0	0	0	0	0	0	0	0
19	3.878	0	0	0	0	0	0	0	0	0
20	4.082	0	0	0	0	0	0	0	0	0
21	4.286	0	0	0	0	0	0	0	0	0
22	4.49	0	0	0	0	0	0	0	0	0
23	4.694	0	0	0	0	0	0	0	0	0
24	4.898	0	0	0	0	0	0	0	0	0
25	5.102	0	0	0	0	0	0	0	0	0
26	5.306	0	0	0	0	0	0	0	0	...

Рисунок 3.12 – Результаты работы алгоритма БИНС

- Столбец 0 – временная шкала;
- Столбец 1 – значение широты места объекта;
- Столбец 2 – значение долготы места объекта;
- Столбец 3 – значение высоты места объекта;
- Столбец 4 – угол рыскания относительно ГСК;
- Столбец 5 – угол тангажа относительно ГСК;
- Столбец 6 – угол крена относительно ГСК;
- Столбец 7 – скорость по оси X (движение по меридиану);
- Столбец 8 – скорость по оси Y (движение по вертикали места);
- Столбец 9 – скорость по оси Z (движение по параллели).

Исходя из полученных результатов можно увидеть, что все координаты нулевые. Следовательно, на данном этапе ошибок в алгоритме не было обнаружено.

Далее зададим начальные значения и количество циклов для алгоритма работы бесплатформенной инерциальной навигационной системы при движении по оси Z, то есть по экватору. Начальные значения представлены на рисунке 3.13.

$$x_0 := \begin{pmatrix} \phi_0 \\ \lambda_0 \\ h_0 \\ \psi_0 \\ \theta_0 \\ \gamma_0 \\ V_{xg0} \\ V_{yg0} \\ V_{zg0} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 10 \end{pmatrix}$$

$t_0 = 0$ $N = 50$

Рисунок 3.13 – Начальные значения t_0 , x_0 и количество циклов N для моделирования работы БИНС

Моделируем работу БИНС при движении объекта по экватору. Обнуляем все начальные компоненты кроме скорости по оси Z. Результаты полученного моделирования представлены на рисунке 3.14.

Исходя из полученных результатов, можно увидеть, что заданная скорость по оси Z сохраняется, а также получаем изменение долготы. Согласно алгоритму и вычислениям, при движении объекта по оси Z со скоростью 10 м/с изменений по долготе является верным.

Далее зададим начальные значения и количество циклов для алгоритма работы бесплатформенной инерциальной навигационной системы при движении по оси X, то есть по меридиану. Начальные значения представлены на рисунке 3.15.

	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	10
1	0.204082	0	3.045995·10 ⁻⁷	0	0	0	0	0	0	10
2	0.408163	0	6.091989·10 ⁻⁷	0	0	0	0	0	0	10
3	0.612245	0	9.137984·10 ⁻⁷	0	0	0	0	0	0	10
4	0.816327	0	1.218398·10 ⁻⁶	0	0	0	0	0	0	10
5	1.020408	0	1.522997·10 ⁻⁶	0	0	0	0	0	0	10
6	1.22449	0	1.827597·10 ⁻⁶	0	0	0	0	0	0	10
7	1.428571	0	2.132196·10 ⁻⁶	0	0	0	0	0	0	10
8	1.632653	0	2.436796·10 ⁻⁶	0	0	0	0	0	0	10
9	1.836735	0	2.741395·10 ⁻⁶	0	0	0	0	0	0	10
10	2.040816	0	3.045995·10 ⁻⁶	0	0	0	0	0	0	10
11	2.244898	0	3.350594·10 ⁻⁶	0	0	0	0	0	0	10
12	2.44898	0	3.655193·10 ⁻⁶	0	0	0	0	0	0	10
13	2.653061	0	3.959793·10 ⁻⁶	0	0	0	0	0	0	10
14	2.857143	0	4.264392·10 ⁻⁶	0	0	0	0	0	0	10
15	3.061224	0	4.568992·10 ⁻⁶	0	0	0	0	0	0	10
16	3.265306	0	4.873591·10 ⁻⁶	0	0	0	0	0	0	10
17	3.469388	0	5.178191·10 ⁻⁶	0	0	0	0	0	0	10
18	3.673469	0	5.48279·10 ⁻⁶	0	0	0	0	0	0	10
19	3.877551	0	5.78739·10 ⁻⁶	0	0	0	0	0	0	10
20	4.081633	0	6.091989·10 ⁻⁶	0	0	0	0	0	0	10
21	4.285714	0	6.396588·10 ⁻⁶	0	0	0	0	0	0	10
22	4.489796	0	6.701188·10 ⁻⁶	0	0	0	0	0	0	10
23	4.693878	0	7.005787·10 ⁻⁶	0	0	0	0	0	0	10
24	4.897959	0	7.310387·10 ⁻⁶	0	0	0	0	0	0	10
25	5.102041	0	7.614986·10 ⁻⁶	0	0	0	0	0	0	10
26	5.306122	0	7.919586·10 ⁻⁶	0	0	0	0	0	0	...

Рисунок 3.12 – Результаты работы алгоритма БИНС

- Столбец 0 – временная шкала;
- Столбец 1 – значение широты места объекта;
- Столбец 2 – значение долготы места объекта;
- Столбец 3 – значение высоты места объекта;
- Столбец 4 – угол рыскания относительно ГСК;
- Столбец 5 – угол тангажа относительно ГСК;
- Столбец 6 – угол крена относительно ГСК;
- Столбец 7 – скорость по оси X (движение по меридиану);
- Столбец 8 – скорость по оси Y (движение по вертикали места);
- Столбец 9 – скорость по оси Z (движение по параллели).

$$x_0 := \begin{pmatrix} \phi_0 \\ \lambda_0 \\ h_0 \\ \psi t_0 \\ \theta t_0 \\ \gamma t_0 \\ V_{xg0} \\ V_{yg0} \\ V_{zg0} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 10 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}$$

t0 = 0 N = 50

Рисунок 3.15 – Начальные значения t0, x0 и количество циклов N для моделирования работы БИНС

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						79
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

Моделируем работу БИНС при движении объекта по меридиану. Обнуляем все начальные компоненты кроме скорости по оси X. Результаты полученного моделирования представлены на рисунке 3.16.

	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
x ₂ =	0	0	0	0	0	0	0	10	0	0
1	0.204082	3.045995·10 ⁻⁷	0	0	0	0	0	10	0	0
2	0.408163	6.091989·10 ⁻⁷	0	0	0	0	0	10	0	0
3	0.612245	9.137984·10 ⁻⁷	0	0	0	0	0	10	0	0
4	0.816327	1.218398·10 ⁻⁶	0	0	0	0	0	10	0	0
5	1.020408	1.522997·10 ⁻⁶	0	0	0	0	0	10	0	0
6	1.22449	1.827597·10 ⁻⁶	0	0	0	0	0	10	0	0
7	1.428571	2.132196·10 ⁻⁶	0	0	0	0	0	10	0	0
8	1.632653	2.436796·10 ⁻⁶	0	0	0	0	0	10	0	0
9	1.836735	2.741395·10 ⁻⁶	0	0	0	0	0	10	0	0
10	2.040816	3.045995·10 ⁻⁶	0	0	0	0	0	10	0	0
11	2.244898	3.350594·10 ⁻⁶	0	0	0	0	0	10	0	0
12	2.44898	3.655193·10 ⁻⁶	0	0	0	0	0	10	0	0
13	2.653061	3.959793·10 ⁻⁶	0	0	0	0	0	10	0	0
14	2.857143	4.264392·10 ⁻⁶	0	0	0	0	0	10	0	0
15	3.061224	4.568992·10 ⁻⁶	0	0	0	0	0	10	0	0
16	3.265306	4.873591·10 ⁻⁶	0	0	0	0	0	10	0	0
17	3.469388	5.178191·10 ⁻⁶	0	0	0	0	0	10	0	0
18	3.673469	5.48279·10 ⁻⁶	0	0	0	0	0	10	0	0
19	3.877551	5.78739·10 ⁻⁶	0	0	0	0	0	10	0	0
20	4.081633	6.091989·10 ⁻⁶	0	0	0	0	0	10	0	0
21	4.285714	6.396588·10 ⁻⁶	0	0	0	0	0	10	0	0
22	4.489796	6.701188·10 ⁻⁶	0	0	0	0	0	10	0	0
23	4.693878	7.005787·10 ⁻⁶	0	0	0	0	0	10	0	0
24	4.897959	7.310387·10 ⁻⁶	0	0	0	0	0	10	0	0
25	5.102041	7.614986·10 ⁻⁶	0	0	0	0	0	10	0	0
26	5.306122	7.919586·10 ⁻⁶	0	0	0	0	0	10	0	...

Рисунок 3.16 – Результаты работы алгоритма БИНС

- Столбец 0 – временная шкала;
- Столбец 1 – значение широты места объекта;
- Столбец 2 – значение долготы места объекта;
- Столбец 3 – значение высоты места объекта;
- Столбец 4 – угол рыскания относительно ГСК;
- Столбец 5 – угол тангажа относительно ГСК;
- Столбец 6 – угол крена относительно ГСК;
- Столбец 7 – скорость по оси X (движение по меридиану);
- Столбец 8 – скорость по оси Y (движение по вертикали места);
- Столбец 9 – скорость по оси Z (движение по параллели).

Исходя из полученных результатов, можно увидеть, что заданная скорость по оси X сохраняется, а также получаем изменение широты. Согласно алгоритму и вычислениям, при движении объекта по оси X со скоростью 10 м/с изменений по широте является верным.

Далее зададим начальные значения и количество циклов для алгоритма работы бесплатформенной инерциальной навигационной системы при движении по оси Y, то есть по высоте (вертикали места). Начальные значения представлены на рисунке 3.17.

$$x_0 := \begin{pmatrix} \phi_0 \\ \lambda_0 \\ h_0 \\ \psi_{t0} \\ \theta_{t0} \\ \gamma_{t0} \\ V_{xg0} \\ V_{yg0} \\ V_{zg0} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 10 \\ 0 \end{pmatrix}$$

$t_0 = 0$
 $N = 50$

Рисунок 3.17 – Начальные значения t_0 , x_0 и количество циклов N для моделирования работы БИНС

Моделируем работу БИНС при движении объекта по вертикали места. Обнуляем все начальные компоненты кроме скорости по оси Y. Результаты полученного моделирования представлены на рисунке 3.18.

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						81
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
x ₂ =	0	0	0	0	0	0	0	0	10	0
1	0.204082	0	0	2.040816	0	0	0	0	10	0
2	0.408163	0	0	4.081633	0	0	0	0	10	0
3	0.612245	0	0	6.122449	0	0	0	0	10	0
4	0.816327	0	0	8.163265	0	0	0	0	10	0
5	1.020408	0	0	10.204082	0	0	0	0	10	0
6	1.22449	0	0	12.244898	0	0	0	0	10	0
7	1.428571	0	0	14.285714	0	0	0	0	10	0
8	1.632653	0	0	16.326531	0	0	0	0	10	0
9	1.836735	0	0	18.367347	0	0	0	0	10	0
10	2.040816	0	0	20.408163	0	0	0	0	10	0
11	2.244898	0	0	22.44898	0	0	0	0	10	0
12	2.44898	0	0	24.489796	0	0	0	0	10	0
13	2.653061	0	0	26.530612	0	0	0	0	10	0
14	2.857143	0	0	28.571429	0	0	0	0	10	0
15	3.061224	0	0	30.612245	0	0	0	0	10	0
16	3.265306	0	0	32.653061	0	0	0	0	10	0
17	3.469388	0	0	34.693878	0	0	0	0	10	0
18	3.673469	0	0	36.734694	0	0	0	0	10	0
19	3.877551	0	0	38.77551	0	0	0	0	10	0
20	4.081633	0	0	40.816327	0	0	0	0	10	0
21	4.285714	0	0	42.857143	0	0	0	0	10	0
22	4.489796	0	0	44.897959	0	0	0	0	10	0
23	4.693878	0	0	46.938776	0	0	0	0	10	0
24	4.897959	0	0	48.979592	0	0	0	0	10	0
25	5.102041	0	0	51.020408	0	0	0	0	10	0
26	5.306122	0	0	53.061224	0	0	0	0	10	...

Рисунок 3.18 – Результаты работы алгоритма БИНС

- Столбец 0 – временная шкала;
- Столбец 1 – значение широты места объекта;
- Столбец 2 – значение долготы места объекта;
- Столбец 3 – значение высоты места объекта;
- Столбец 4 – угол рыскания относительно ГСК;
- Столбец 5 – угол тангажа относительно ГСК;
- Столбец 6 – угол крена относительно ГСК;
- Столбец 7 – скорость по оси X (движение по меридиану);
- Столбец 8 – скорость по оси Y (движение по вертикали места);
- Столбец 9 – скорость по оси Z (движение по параллели).

Исходя из полученных результатов, можно увидеть, что заданная скорость по оси Y сохраняется, а также получаем изменение высоты. Согласно алгоритму и вычислениям, при движении объекта по оси Y со скоростью 10 м/с изменение по высоте является верным.

Далее зададим начальные значения и количество циклов для алгоритма работы бесплатформенной инерциальной навигационной системы при движении по всем координатам, то есть по X, Y, Z. Начальные значения представлены на рисунке 3.19.

$$x_0 := \begin{pmatrix} \phi_0 \\ \lambda_0 \\ h_0 \\ \psi_{t0} \\ \theta_{t0} \\ \gamma_{t0} \\ V_{xg0} \\ V_{yg0} \\ V_{zg0} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 10 \\ 10 \\ 10 \end{pmatrix}$$

$t_0 = 0 \qquad N = 50$

Рисунок 3.19 – Начальные значения t_0 , x_0 и количество циклов N для моделирования работы БИНС

Моделируем работу БИНС при движении объекта по меридиану, экватору и вертикали места. Результаты полученного моделирования представлены на рисунке 3.20.

	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
$x_2 =$	0	0	0	0	0	0	0	10	10	10
1	0.204082	3.045995·10 ⁻⁷	3.045995·10 ⁻⁷	2.040816	0	0	0	10	10	10
2	0.408163	6.091989·10 ⁻⁷	6.091989·10 ⁻⁷	4.081633	0	0	0	10	10	10
3	0.612245	9.137984·10 ⁻⁷	9.137984·10 ⁻⁷	6.122449	0	0	0	10	10	10
4	0.816327	1.218398·10 ⁻⁶	1.218398·10 ⁻⁶	8.163265	0	0	0	10	10	10
5	1.020408	1.522997·10 ⁻⁶	1.522997·10 ⁻⁶	10.204082	0	0	0	10	10	10
6	1.22449	1.827597·10 ⁻⁶	1.827597·10 ⁻⁶	12.244898	0	0	0	10	10	10
7	1.428571	2.132196·10 ⁻⁶	2.132196·10 ⁻⁶	14.285714	0	0	0	10	10	10
8	1.632653	2.436796·10 ⁻⁶	2.436796·10 ⁻⁶	16.326531	0	0	0	10	10	10
9	1.836735	2.741395·10 ⁻⁶	2.741395·10 ⁻⁶	18.367347	0	0	0	10	10	10
10	2.040816	3.045995·10 ⁻⁶	3.045995·10 ⁻⁶	20.408163	0	0	0	10	10	10
11	2.244898	3.350594·10 ⁻⁶	3.350594·10 ⁻⁶	22.44898	0	0	0	10	10	10
12	2.44898	3.655193·10 ⁻⁶	3.655193·10 ⁻⁶	24.489796	0	0	0	10	10	10
13	2.653061	3.959793·10 ⁻⁶	3.959793·10 ⁻⁶	26.530612	0	0	0	10	10	10
14	2.857143	4.264392·10 ⁻⁶	4.264392·10 ⁻⁶	28.571429	0	0	0	10	10	10
15	3.061224	4.568992·10 ⁻⁶	4.568992·10 ⁻⁶	30.612245	0	0	0	10	10	10
16	3.265306	4.873591·10 ⁻⁶	4.873591·10 ⁻⁶	32.653061	0	0	0	10	10	10
17	3.469388	5.178191·10 ⁻⁶	5.178191·10 ⁻⁶	34.693878	0	0	0	10	10	10
18	3.673469	5.48279·10 ⁻⁶	5.48279·10 ⁻⁶	36.734694	0	0	0	10	10	10
19	3.877551	5.78739·10 ⁻⁶	5.78739·10 ⁻⁶	38.77551	0	0	0	10	10	10
20	4.081633	6.091989·10 ⁻⁶	6.091989·10 ⁻⁶	40.816327	0	0	0	10	10	10
21	4.285714	6.396588·10 ⁻⁶	6.396588·10 ⁻⁶	42.857143	0	0	0	10	10	10
22	4.489796	6.701188·10 ⁻⁶	6.701188·10 ⁻⁶	44.897959	0	0	0	10	10	10
23	4.693878	7.005787·10 ⁻⁶	7.005787·10 ⁻⁶	46.938776	0	0	0	10	10	10
24	4.897959	7.310387·10 ⁻⁶	7.310387·10 ⁻⁶	48.979592	0	0	0	10	10	10
25	5.102041	7.614986·10 ⁻⁶	7.614986·10 ⁻⁶	51.020408	0	0	0	10	10	10
26	5.306122	7.919586·10 ⁻⁶	7.919586·10 ⁻⁶	53.061224	0	0	0	10	10	...

Рисунок 3.20 – Результаты работы алгоритма БИНС

- Столбец 0 – временная шкала;
- Столбец 1 – значение широты места объекта;
- Столбец 2 – значение долготы места объекта;
- Столбец 3 – значение высоты места объекта;
- Столбец 4 – угол рыскания относительно ГСК;
- Столбец 5 – угол тангажа относительно ГСК;
- Столбец 6 – угол крена относительно ГСК;
- Столбец 7 – скорость по оси X (движение по меридиану);
- Столбец 8 – скорость по оси Y (движение по вертикали места);
- Столбец 9 – скорость по оси Z (движение по параллели).

Исходя из полученных результатов, можно увидеть, что заданная скорость по оси X, Y и Z сохраняется, а также получаем изменение широты, долготы и высоты. Согласно алгоритму и вычислениям, при движении объекта по оси X, Y и Z со скоростями 10 м/с изменений по широте, долготе и высоте является верным. Таким образом можно сделать вывод что алгоритм работает верно.

3.5 Внесение ошибок чувствительных элементов в программу

Полученный алгоритм работы БИНС является идеальным и безошибочным. Создадим такую же программу, но с добавлением в неё ошибок чувствительных элементов.

Согласно паспортным значениям маятникового акселерометра А30, Смещение нуля (аддитивная погрешность) составляет $\pm 10 \cdot 10^{-3} \text{g}$ или $\pm 0,01 \text{ м/с}$. Погрешность коэффициента преобразования (мультипликативная погрешность) составляет $\pm 100 \text{ ppm}$ или $\pm 0,033\%$. Паспортные данные маятникового акселерометра А30 представлены в таблице 3.1 (15).

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						84
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

Таблица 3.1 – Паспортные данные маятникового акселерометра А30

Наименование параметров	Значение
1. Диапазон измерения, g	±30
2. Диапазон изменения выходного напряжения, В	-10...+10
3. Смещение нуля, *10 ⁻³ g	-10...+10
4. Дрейф при заданной температуре:	
- от запуска к запуску, *10 ⁻³ g;	±0,1
- в запуске (12 часов), *10 ⁻³ g	±0,05
5. Погрешность коэффициента преобразования, ppm	±100
6. Диапазон рабочих температур, °С	-40...+60
7. Температурные погрешности:	
- смещения нуля, *10 ⁻³ g/°С;	0,1
- коэффициента преобразования, ppm/°С	<100
8. Наличие термодатчика для алгоритмической термокомпенсации	да
9. Полоса пропускания, Гц	150
10. Напряжение электропитания, В	± (15 ± 0,1)
11. Габаритные размеры, мм	37x26x41
12. Масса, грамм, не более	90

Согласно паспортным значениям динамически настраиваемого дирокопа, Систематическая составляющая дрейфа не зависящая от ускорения (аддитивная погрешность) составляет ±45 °/ч или ±0.0002 рад/с. Систематическая составляющая дрейфа зависящая от ускорения (мультипликативная погрешность) составляет ±5 °/ч или ± 0.00002 рад/с. Паспортные данные динамически настраиваемого гироскопа ДНГ-15 представлены в таблице 1.2 (19).

Предположим, что бесплатформенная инерциальная навигационная система установлена в беспилотном летательном аппарате, скорость полета которого составляет 200 км/ч. Точкой старта будет город Челябинск с координатами: 55

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						85
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

градусов северной широты, 61 градус восточной долготы, высота над уровнем моря 219 м.

Исходя из заданных значений получим скорость по оси $X = 55$ м/с, скорость по оси $Y = 10$ м/с. Точка старта имеет координаты: широта 0,96 радиана, долгота 1,07 радиана, высота 219 м. Показания ускорений акселерометра по осям $XYZ = 5$ м/с². Показания угловой скорости на осях ДУС: $X = U$ (угловая скорость земли равна 0.00007272 рад/с), $Y = 0.05$ рад/с, $Z = 0.01$ рад/с.

Занесем все перечисленные значения координат и погрешности чувствительных элементов в «Работа БИНС с погрешностью». Результаты работы БИНС представлены на рисунке 3.21.

Исходя из полученных результатов можно увидеть изменение параметров скорости, вследствие заданных ускорений акселерометра, также изменение параметров рыскания, тангажа и крена.

Для того чтобы понять значения полученных погрешностей, сравним идеальную БИНС и БИНС с погрешностями чувствительных элементов. Две программы, идеальная и с погрешностью чувствительного элемента, представлены на рисунке 3.22 в программной среде MathCad.

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						86
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
0	0	0.96	1.07	219	0	0	0	55	10	0
1	0.204082	0.960002	1.07	221.040816	0.010163	$2.081663 \cdot 10^{-3}$	$4.078531 \cdot 10^{-5}$	56.022786	11.022878	1.018031
2	0.408163	0.960003	1.07	223.290383	0.020327	$4.163358 \cdot 10^{-3}$	$8.153962 \cdot 10^{-5}$	57.041462	12.043711	2.04628
3	0.612245	0.960005	1.07	225.748283	0.03049	$6.245084 \cdot 10^{-3}$	$1.222629 \cdot 10^{-4}$	58.055922	13.062544	3.084643
4	0.816327	0.960007	1.07	228.414109	0.040653	$8.326841 \cdot 10^{-3}$	$1.629552 \cdot 10^{-4}$	59.066055	14.079422	4.133011
5	1.020408	0.960009	1.070001	231.28746	0.050816	0.010409	$2.036165 \cdot 10^{-4}$	60.071757	15.094392	5.191277
6	1.22449	0.960011	1.070001	234.367948	0.06098	0.01249	$2.442467 \cdot 10^{-4}$	61.072922	16.107499	6.259332
7	1.428571	0.960012	1.070001	237.655193	0.071143	0.014572	$2.84846 \cdot 10^{-4}$	62.069446	17.118791	7.337065
8	1.632653	0.960014	1.070002	241.148824	0.081306	0.016654	$3.254143 \cdot 10^{-4}$	63.061227	18.128315	8.424366
9	1.836735	0.960016	1.070002	244.84848	0.091469	0.018736	$3.659515 \cdot 10^{-4}$	64.048163	19.136121	9.521123
10	2.040816	0.960018	1.070002	248.753811	0.101633	0.020818	$4.064577 \cdot 10^{-4}$	65.030154	20.142257	10.627221
11	2.244898	0.96002	1.070003	252.864475	0.111796	0.0229	$4.46933 \cdot 10^{-4}$	66.0071	21.146772	11.742547
12	2.44898	0.960022	1.070004	257.180143	0.121959	0.024982	$4.873772 \cdot 10^{-4}$	66.978905	22.149716	12.866986
13	2.653061	0.960024	1.070004	261.700493	0.132122	0.027064	$5.277904 \cdot 10^{-4}$	67.945473	23.15114	14.000422
14	2.857143	0.960026	1.070005	266.425216	0.142286	0.029146	$5.681726 \cdot 10^{-4}$	68.906707	24.151096	15.142738
15	3.061224	0.960028	1.070006	271.354011	0.152449	0.031228	$6.085238 \cdot 10^{-4}$	69.862515	25.149634	16.293816
16	3.265306	0.96003	1.070007	276.486589	0.162612	0.03331	$6.488439 \cdot 10^{-4}$	70.812805	26.146807	17.453536
17	3.469388	0.960033	1.070008	281.822672	0.172776	0.035393	$6.891331 \cdot 10^{-4}$	71.757485	27.142668	18.62178
18	3.673469	0.960035	1.070009	287.361992	0.182939	0.037475	$7.293913 \cdot 10^{-4}$	72.696466	28.13727	19.798426
19	3.877551	0.960037	1.07001	293.104292	0.193102	0.039557	$7.696184 \cdot 10^{-4}$	73.62966	29.130666	20.983353
20	4.081633	0.960039	1.070011	299.049326	0.203265	0.041639	$8.098145 \cdot 10^{-4}$	74.55698	30.122911	22.176439
21	4.285714	0.960042	1.070012	305.196859	0.213429	0.043721	$8.499797 \cdot 10^{-4}$	75.478341	31.114059	23.37756
22	4.489796	0.960044	1.070013	311.546667	0.223592	0.045804	$8.901138 \cdot 10^{-4}$	76.393659	32.104165	24.586592
23	4.693878	0.960046	1.070015	318.098537	0.233755	0.047886	$9.302169 \cdot 10^{-4}$	77.30285	33.093284	25.80341
24	4.897959	0.960049	1.070016	324.852269	0.243918	0.049969	$9.70289 \cdot 10^{-4}$	78.205835	34.081473	27.027889
25	5.102041	0.960051	1.070017	331.807671	0.254082	0.052051	$1.01033 \cdot 10^{-3}$	79.102533	35.068788	28.259901
26	5.306122	0.960053	1.070019	338.964567	0.264245	0.054133	$1.05034 \cdot 10^{-3}$	79.992867	36.055285	...

Рисунок 3.21 – Результат работы БИНС с погрешностью ЧЭ

- Столбец 0 – временная шкала;
- Столбец 1 – значение широты места объекта;
- Столбец 2 – значение долготы места объекта;
- Столбец 3 – значение высоты места объекта;
- Столбец 4 – угол рыскания относительно ГСК;
- Столбец 5 – угол тангажа относительно ГСК;
- Столбец 6 – угол крена относительно ГСК;
- Столбец 7 – скорость по оси X (движение по меридиану);
- Столбец 8 – скорость по оси Y (движение по вертикали места);
- Столбец 9 – скорость по оси Z (движение по параллели).

3. Смещение нуля (систематическое паспортизируемое значение), *10⁻³g

-10...+10

Рисунок 3.22 – Реализация двух алгоритмов БИНС в программной среде MathCad

Результат вычитания из программы с погрешностью, программу идеальную представлен в таблице 3.3.

Таблица 3.3 – Вычитания идеальной программы из программы с погрешностью

Столбец 0	Столбец 1	Столбец 2	Столбец 3	Столбец 4	Столбец 5	Столбец 6	Столбец 7	Столбец 8	Столбец 9
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0,2040816	0	0	0	4,081E-05	-4,08E-05	-4,08E-05	-0,002378	-0,002378	0,0023776
0,4081633	-7,24E-11	1,263E-10	-0,000485	8,163E-05	-8,16E-05	-8,16E-05	-0,004949	-0,004751	0,0048953
0,6122449	-2,23E-10	3,863E-10	-0,001455	0,0001224	-0,000122	-0,000122	-0,007716	-0,007121	0,0075521
0,8163265	-4,58E-10	7,874E-10	-0,002908	0,0001633	-0,000163	-0,000163	-0,010677	-0,00949	0,0103465
1,0204082	-7,83E-10	1,337E-09	-0,004845	0,0002041	-0,000204	-0,000204	-0,013834	-0,011858	0,0132773
1,2244898	-1,2E-09	2,042E-09	-0,007265	0,0002449	-0,000245	-0,000245	-0,017187	-0,014228	0,0163432
1,4285714	-1,73E-09	2,91E-09	-0,010168	0,0002857	-0,000286	-0,000286	-0,020736	-0,016601	0,0195429
1,6326531	-2,36E-09	3,948E-09	-0,013556	0,0003265	-0,000327	-0,000327	-0,024481	-0,018977	0,0228751
1,8367347	-3,11E-09	5,163E-09	-0,017429	0,0003673	-0,000367	-0,000367	-0,028424	-0,02136	0,0263386
2,0408163	-3,97E-09	6,562E-09	-0,021788	0,0004081	-0,000408	-0,000408	-0,032563	-0,023749	0,0299319
2,244898	-4,96E-09	8,152E-09	-0,026635	0,000449	-0,000449	-0,000449	-0,0369	-0,026146	0,0336538
2,4489796	-6,09E-09	9,939E-09	-0,031971	0,0004898	-0,00049	-0,00049	-0,041435	-0,028553	0,0375029
2,6530612	-7,35E-09	1,193E-08	-0,037798	0,0005306	-0,000531	-0,000531	-0,046167	-0,030971	0,041478
2,8571429	-8,76E-09	1,413E-08	-0,044119	0,0005714	-0,000571	-0,000571	-0,051098	-0,033402	0,0455777
3,0612245	-1,03E-08	1,655E-08	-0,050935	0,0006122	-0,000612	-0,000612	-0,056228	-0,035846	0,0498007
3,2653061	-1,2E-08	1,92E-08	-0,058251	0,000653	-0,000653	-0,000653	-0,061556	-0,038305	0,0541457
3,4693878	-1,39E-08	2,208E-08	-0,066068	0,0006938	-0,000694	-0,000694	-0,067083	-0,040781	0,0586112
3,6734694	-1,59E-08	2,519E-08	-0,074391	0,0007347	-0,000735	-0,000735	-0,07281	-0,043275	0,0631961
3,877551	-1,82E-08	2,854E-08	-0,083222	0,0007755	-0,000776	-0,000776	-0,078736	-0,045787	0,0678989
4,0816327	-2,06E-08	3,215E-08	-0,092567	0,0008163	-0,000816	-0,000816	-0,084861	-0,048321	0,0727183
4,2857143	-2,31E-08	3,601E-08	-0,102428	0,0008571	-0,000857	-0,000857	-0,091187	-0,050876	0,0776531
4,4897959	-2,59E-08	4,014E-08	-0,112811	0,0008979	-0,000898	-0,000898	-0,097712	-0,053454	0,0827017
4,6938776	-2,89E-08	4,453E-08	-0,12372	0,0009387	-0,000939	-0,000939	-0,104437	-0,056057	0,087863
4,8979592	-3,21E-08	4,92E-08	-0,13516	0,0009795	-0,00098	-0,00098	-0,111363	-0,058685	0,0931355
5,1020408	-3,55E-08	5,414E-08	-0,147127	0,0010204	-0,00102	-0,00102	-0,118188	-0,061341	0,0985178

- Столбец 0 – временная шкала;
- Столбец 1 – значение широты места объекта;
- Столбец 2 – значение долготы места объекта;
- Столбец 3 – значение высоты места объекта;
- Столбец 4 – угол рыскания относительно ГСК;
- Столбец 5 – угол тангажа относительно ГСК;
- Столбец 6 – угол крена относительно ГСК;
- Столбец 7 – скорость по оси X (движение по меридиану);
- Столбец 8 – скорость по оси Y (движение по вертикали места);
- Столбец 9 – скорость по оси Z (движение по параллели).

Исходя их полученных результатов можно увидеть по координатам скоростям и по углам Эйлера вследствие возникновения погрешности на чувствительных элементах согласно паспортным данным (49).

3.6 Система фильтрации помех

Бесплатформенные инерциальные навигационные системы могут иметь помехи и возмущения на выходах акселерометров и датчиков угловых скоростей, по причине тряски от работы двигателей и в процессе полета летательного аппарата.

Возмущения от работы двигателей и в процессе полета летательного аппарата в блоке пересчета БИНС будут малы, поскольку скорость вычисления программы высокая. Исходя из вышеперечисленного, возмущениями в блоке пересчета можно пренебречь.

Для фильтрации помех с выходов акселерометров и ДУСов предлагается использование фильтра Калмана.

Фильтр Калмана — это рекурсивный фильтр, использующий неполные и зашумленные измерения, который оценивает состояния динамической системы.

Основные области использования фильтра Калмана это инженерные и эконометрические. Данный фильтр часто используется для систем технического зрения и в системе радара, а также возможно использование в макроэкономике.

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						89
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

Фильтры Калмана также часто используются в теории автоматического управления.

Благодаря фильтру Калмана возможна полная оценка состояния какого-либо объекта по неполной размерности вектора данных наблюдения.

При априори известной динамической системе необходимо использовать фильтр Калмана, в таком случае можно рекурсивно его до оценить. Факты фильтра Калмана: Фильтр реализован во времени, возможность оперировать оценками неопределенности (с помощью формулы Байеса условной вероятности).

Алгоритм работы фильтра разделен на два этапа. Первый этап – этап прогнозирования, заключается в экстраполяции значений переменных состояния и неопределенностей. Второй этап – этап заключается в уточнении результата экстраполяции. Благодаря такому разделению, фильтр Калмана имеет свойство, возможность следить за состоянием объекта в реальном времени. Для фильтра Калмана не требуется гауссовское распределение.

Основное достоинство фильтра Калмана – это получение непрерывно обновляемой оценки по положению и скоростям какого-либо объекта, с условием того что информация о нем имеет неточности. В радиолокации сигнал поступает сильно зашумленным, для решения этой проблемы используют фильтр Калмана.

Для реализации фильтрации помех с использованием фильтра Калмана была разработана структурная схема, представленная на рисунке 3.21.

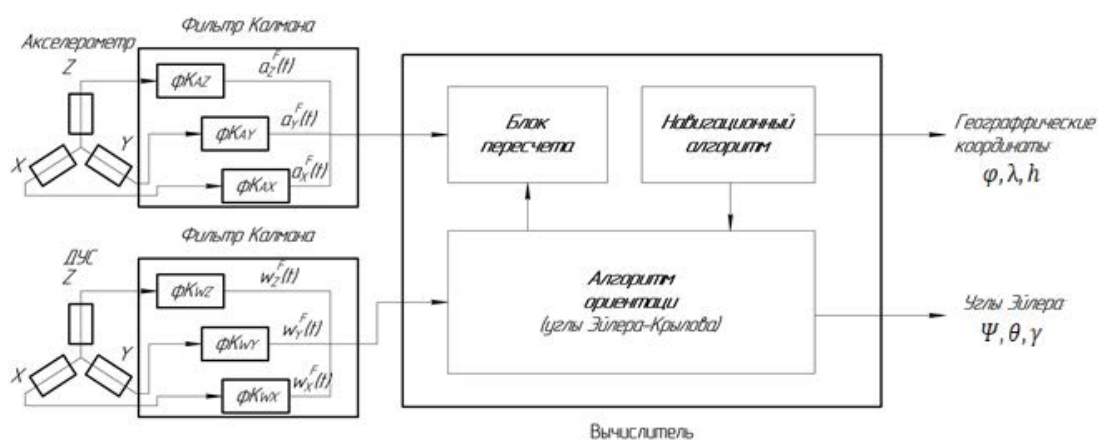


Рисунок 3.21 – Структурная схема БИНС с использование фильтра Калмана

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						90
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

Исходя из структурной схемы на рисунке 3.21 можно составить алгоритм фильтрации помех с использованием фильтра Калмана. Пример алгоритма фильтрации помех акселерометров приведен по оси Z (рисунок 3.22).

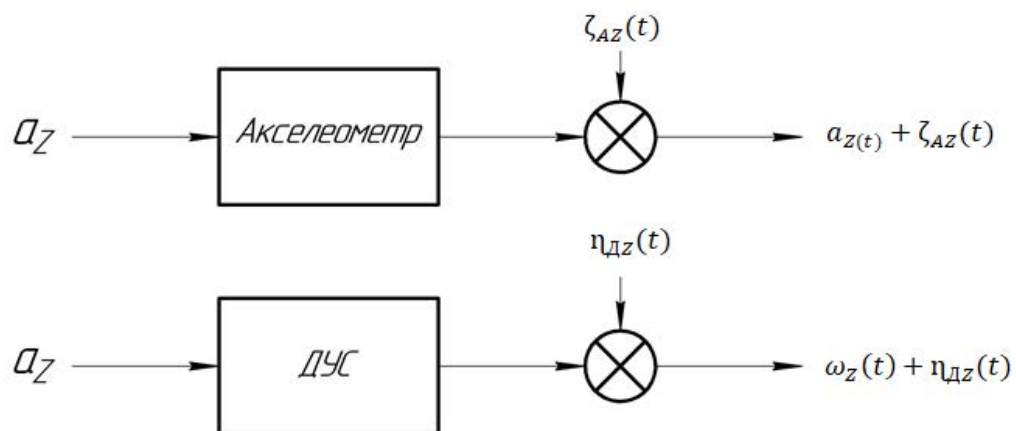


Рисунок 3.22 – Алгоритма фильтрации помех акселерометра и ДУС

Вывод по главе 3

В данной главе была разработана математическая модель бесплатформенной инерциальной навигационной системы, с последующим моделированием её в среде MathCad.

Проведена проверка работоспособности созданной программы БИНС, путем установки во все входные параметры нулевые значения. В результате на выходе получили также нулевые значения всех параметров, что является верным результатом. Проведены проверки работоспособности БИНС, путем последовательной установки начальной скорости движения по всем осям системы координат. Результат подтвердил правильность работы алгоритма БИНС.

Создана вторая программа БИНС в которую были внесены ошибки чувствительных элементов. Заданы одинаковые параметры точек старта, начальных скоростей и ускорений ЛА в идеальной программе БИНС и программе БИНС с ошибками ЧЭ. Проведен анализ полученных результатов, проведено сравнение и получено понимание влияние погрешностей ЧЭ на ориентацию БИНС.

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						92
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

4 ВНЕСЕНИЕ КАЛИБРОВОЧНЫХ КОЭФФИЦИЕНТОВ И ПРОВЕДЕНИЕ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ПРОЦЕССОВ КАЛИБРОВКИ ТОЧНОСТНЫХ ПАРАМЕТРОВ

4.1 Этапы проведения эксперимента

Необходимые этапы для проведения эксперимента имеют формулировку:

- разработка гипотезы, которая подлежит проверке;
- создание программы экспериментальной работы;
- определение способов и приемов вмешательств в объекты исследований;
- обеспечение условий для проведения экспериментальных работ;
- разработать пути и приемы фиксирования хода и результатов эксперимента;
- необходим квалифицированный персонал.

Проведение операций (мысленной и физической) в определенной последовательности для достижения цели эксперимента называют методикой.

Вовремя разработки методики проведения эксперимента нужно учесть моменты:

- для получения исходных данных первоначально необходимо пронаблюдать над изучаемым объектом или явлением;
- создать условия, при которых можно экспериментировать;
- определить пределы измерения параметров в эксперименте;
- периодически наблюдать за процессом изучаемого явления и точно описывать факты;
- вести периодическую запись измерений и оценку фактов при помощи различных средств и способов;
- создать повторяющиеся ситуаций попробовать изменить характеристики условий и перекрестных воздействий;
- необходимо соблюсти переход от эмпирических изучений к логическим обобщениям с выводами.

План по выполнению эксперимента имеет в себе следующие пункты:

- цель эксперимента и необходимые задачи для его выполнения;

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						93
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

- выбрать факты, которые можно варьировать, влияющие на исследование;
- обосновать число опытов в эксперименте;
- определить порядок опытов и порядок изменений влияющих факторов;
- определить шаг изменений факторов;
- определить и обосновать средства измерений;
- описать методику проведения эксперимента;
- определить и обосновать способы обработки и анализа полученных результатов эксперимента.

После получения результатов эксперимента важной частью является сделать правильную обработку данных. Она состоит из классификации данных, анализа и систематизации, в итоге должно получиться представление их в удобной к пониманию форме в единой системе координат.

Существуют требования, которые необходимо соблюдать при обработке данных:

- эффективность оценки;
- состоятельность оценки;
- несмещенность оценки.

Объем экспериментального исследования.

Глубина теоретических разработок и точность измерительных средств являются зависимостью объема экспериментального исследования.

Три варианта проведения эксперимента:

1) существует аналитическая зависимость однозначно описывающая исследуемый процесс, в таком случае объем экспериментальных данных минимален;

2) теоретическая установка характера зависимости и существование нескольких возможных вариантов зависимостей – объем экспериментального исследования увеличивается.

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						94
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

3) нет возможности получения зависимостей, но существует качественное описание зависимости – проводится поисковый эксперимент. В том случае объем экспериментального исследований максимален (50).

4.2 Проведение калибровки для бесплатформенной инерциальной навигационной системы

В разработанном алгоритме калибровки не предполагается использование наклонно-поворотного стола. Зная погрешности чувствительных элементов и результаты полученных ошибок, можно подобрать калибровочные коэффициенты, необходимые для уменьшения накопившихся ошибок. После чего Калибровочные коэффициенты зашиваются в «Вычислитель», в данном случае в алгоритм программы, для компенсации погрешностей.

Схема алгоритма калибровки бесплатформенной инерциальной навигационной системы представлена на рисунке 4.1.

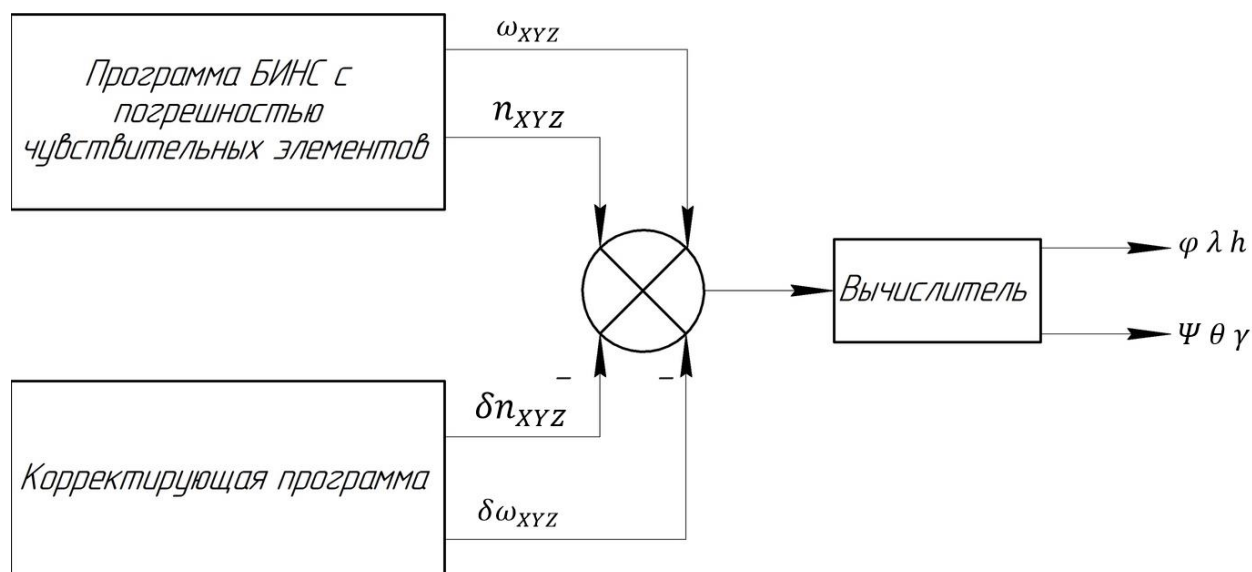


Рисунок 4.1 – Схема алгоритма калибровки БИНС

Внесение калибровочных коэффициентов в алгоритм работы акселерометров программы БИНС представлен на рисунке 4.2.

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						95
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

Ускорения от акселерометров:

Аддитивная погрешность	Значение в чистом виде	Мультипликативная погрешность	Корректирующее значение
$g_{acc} := 9.8$			
$nxh := 0.01$	$nxj := 5$	$nxo := \frac{nxj \cdot 0.033}{100}$	$nxm := -\frac{nxj \cdot 0.033}{100} - 0.01$
$nyh := -0.01$	$nyj := 5$	$nyo := \frac{nyj \cdot 0.033}{100}$	$nym := -\frac{nyj \cdot 0.033}{100} + 0.01$
$nzh := -0.01$	$nzj := 5$	$nzo := \frac{nzj \cdot 0.033}{100}$	$nzm := \frac{nzj \cdot 0.033}{100} + 0.01$
Совокупность значений			
$nx := nxh + nxj + nxo + nxm$	$ny := g - nyh + nyj + nyo + nym$		$nz := nzh + nzj - nzo + nzm$

Рисунок 4.2 – Внесение калибровочных коэффициентов в алгоритм работы акселерометров программы БИНС

Внесение калибровочных коэффициентов в алгоритм работы блока датчиков угловой скорости программы БИНС представлен на рисунке 4.3.

Значения угловой скорости из ДУС:			
Аддитивная погрешность	Значения в чистом виде	Мультипликативная погрешность	Корректирующее значение
$\omega_{xj} := 0.0002$	$\omega_{xp} := U$	$\omega_{xi} := \frac{\omega_{xp} \cdot 0.00002}{100}$	$\omega_{xm} := -\frac{\omega_{xp} \cdot 0.00002}{100} - 0.0002$
$\omega_{yj} := -0.0002$	$\omega_{yp} := 0.05$	$\omega_{yi} := \frac{\omega_{yp} \cdot 0.00002}{100}$	$\omega_{ym} := -\frac{\omega_{yp} \cdot 0.00002}{100} + 0.0002$
$\omega_{zj} := 0.0002$	$\omega_{zp} := 0.01$	$\omega_{zi} := \frac{\omega_{zp} \cdot 0.00002}{100}$	$\omega_{zm} := -\frac{\omega_{zp} \cdot 0.00002}{100} - 0.0002$
Совокупность значений			
$\omega_x := \omega_{xp} + \omega_{xi} - \omega_{xm}$	$\omega_y := \omega_{yp} + \omega_{yi} + \omega_{ym}$	$\omega_z := \omega_{zp} + \omega_{zi} - \omega_{zm}$	

Рисунок 4.3 – Внесение калибровочных коэффициентов в алгоритм работы датчиков угловой скорости программы БИНС

4.3 Анализ экспериментальных данных

Для проверки результативности калибровки бесплатформенной инерциальной навигационной системы далее приведены таблицы с результатами ориентации летательного аппарата.

Входные данные алгоритма БИНС:

- начальная скорость беспилотного летательного аппарата вдоль широты – 200 км/ч;
- начальная скорость подъёма летательного аппарата – 36 км/ч.

- точка старта – город Челябинск (координаты: 55 градусов северной широты, 61 градус восточной долготы, высота над уровнем моря 219 м);
- ускорение летательного аппарата по трём координатам – 5 м/с²;
- показания угловой скорости на осях ДУС – $X = U$ (угловая скорость земли равна 0.00007272 рад/с); $Y = 0.05$ рад/с; $Z = 0.01$ рад/с.

Навигационные параметры идеального алгоритма работы программы БИНС представлены в Приложении А.

Навигационные параметры работы программы БИНС с ошибками чувствительных элементов (ЧЭ) представлены в Приложении Б.

Навигационные параметры алгоритма работы программы БИНС после проведения калибровки представлены в Приложении В.

Составляющая ошибки после проведения калибровки представлена в Приложении Г.

Расшифровка столбцов таблиц: столбец 0 – временная шкала; столбец 1 – значение широты места объекта; столбец 2 – значение долготы места объекта; столбец 3 – значение высоты места объекта; столбец 4 – угол рыскания относительно ГСК; столбец 5 – угол тангажа относительно ГСК; столбец 6 – угол крена относительно ГСК; столбец 7 – скорость по оси X (движение по меридиану); столбец 8 – скорость по оси Y (движение по вертикали места); столбец 9 – скорость по оси Z (движение по параллели).

Анализируя полученные результаты, можно сделать вывод, что результаты после калибровки стали более приближенными к программе с идеальной работой БИНС.

Калибровку можно считать успешной.

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						97
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

График погрешности широты после калибровки представлен на рисунке 4.2.

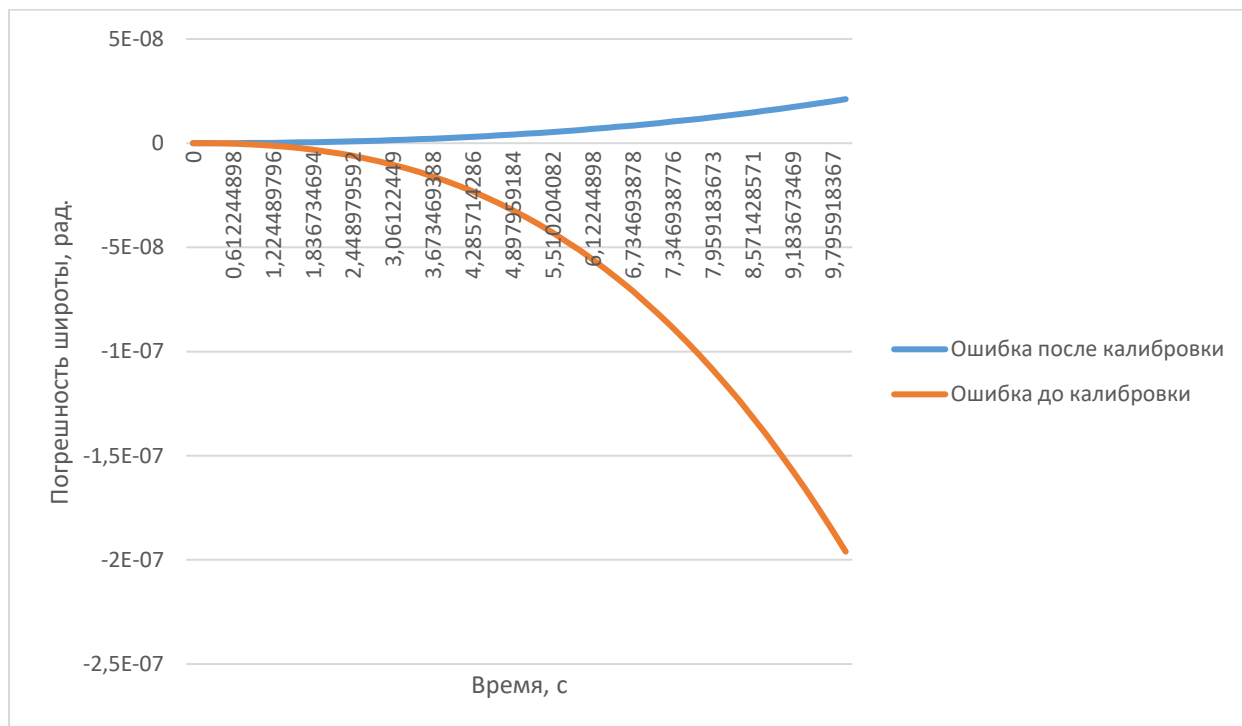


Рисунок 4.2 – Результат калибровки по широте

График погрешности долготы после калибровки представлен на рисунке 4.3.

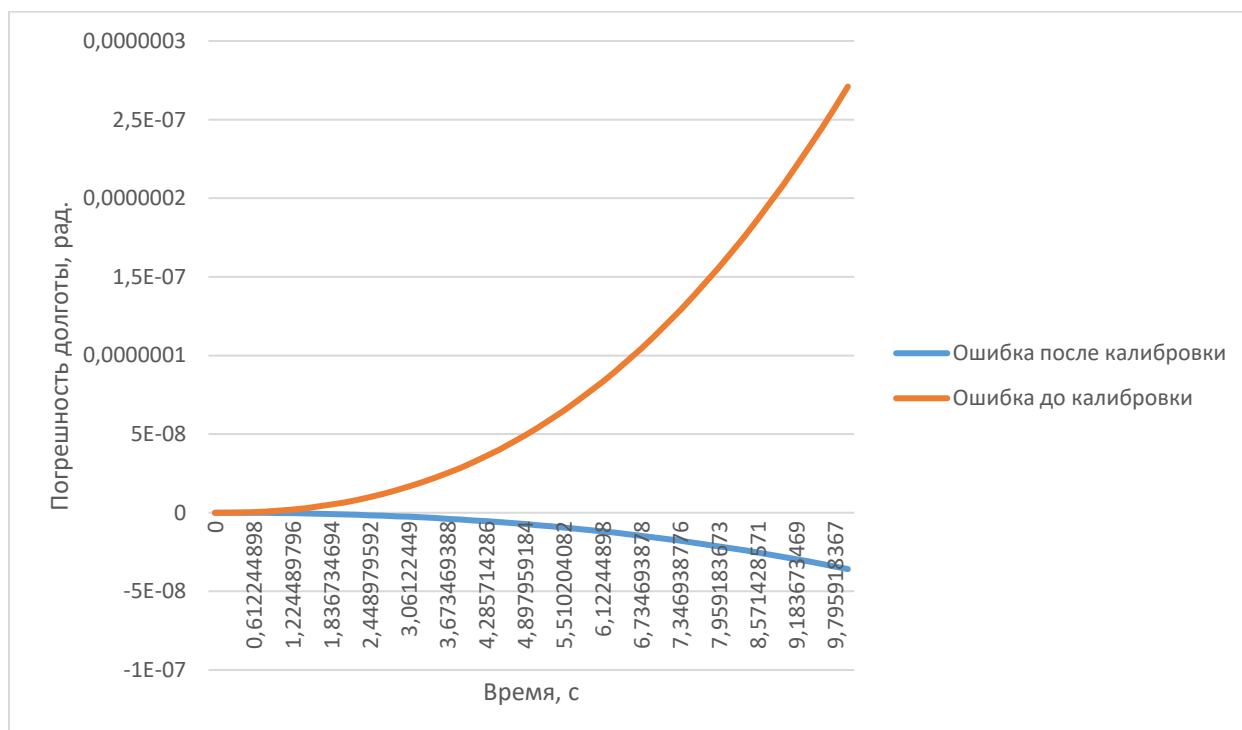


Рисунок 4.3 – Результат калибровки по долготе

График погрешности высоты после калибровки представлен на рисунке 4.4.

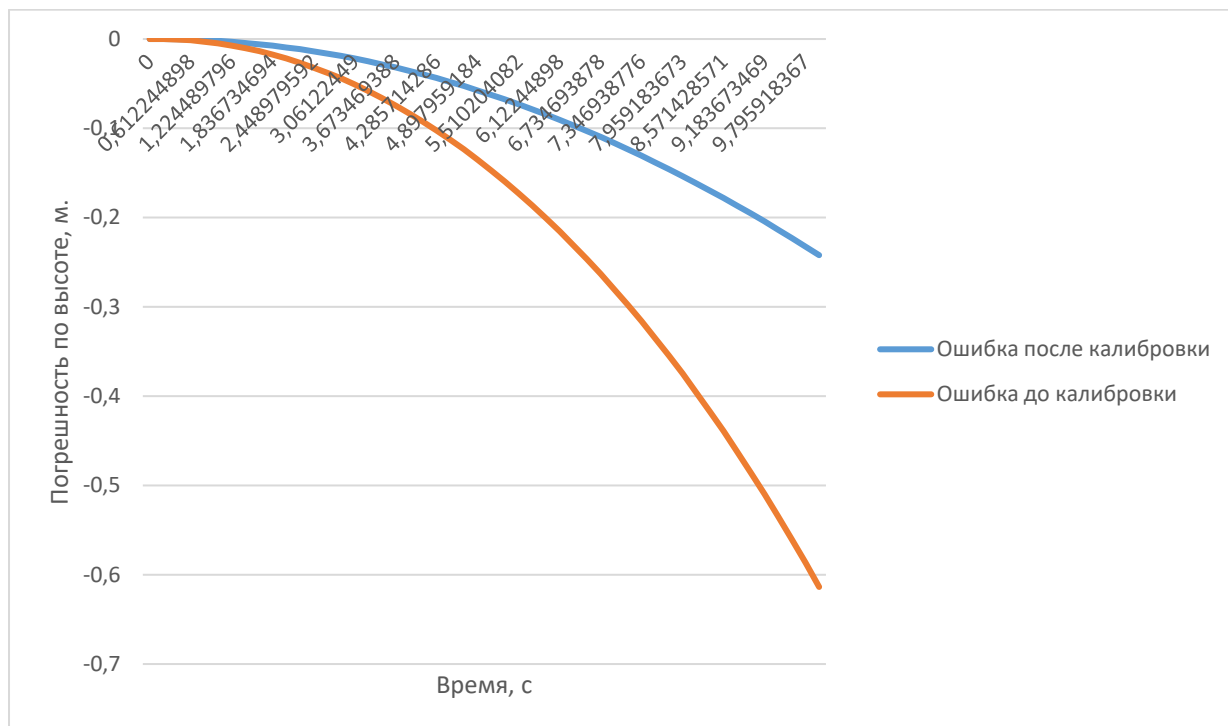


Рисунок 4.4 – Результат калибровки по высоте

График погрешности рыскания после калибровки представлен на рисунке 4.5.

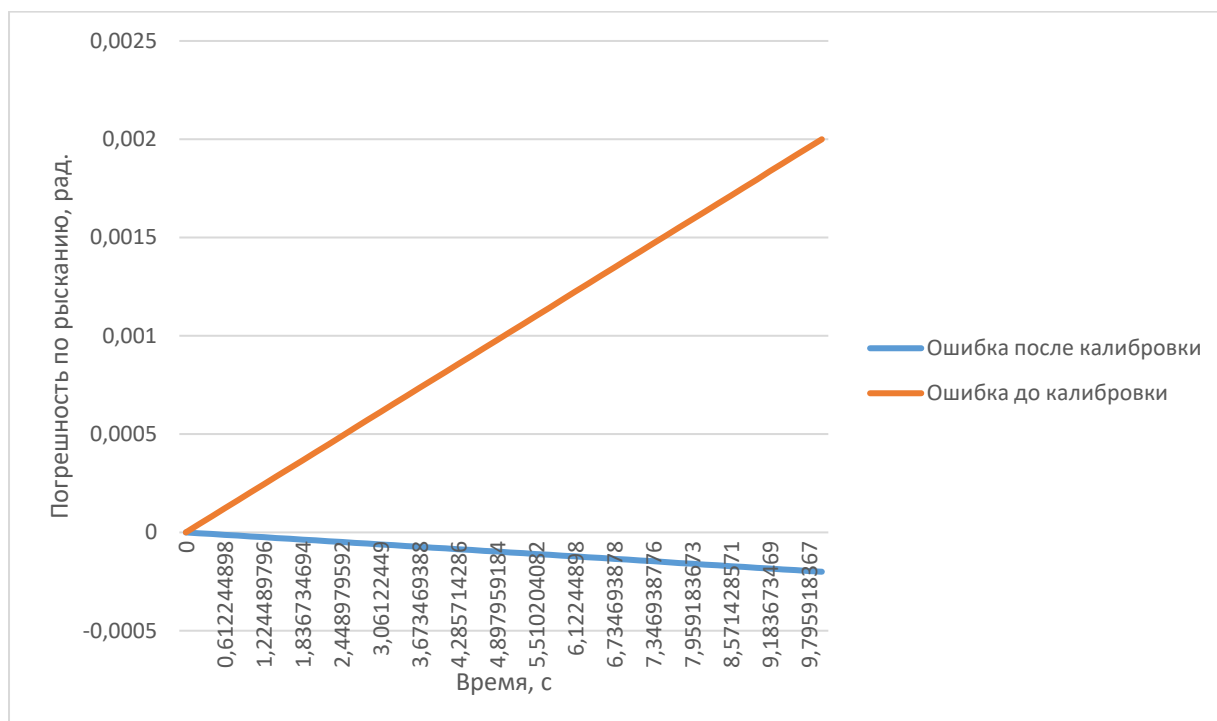


Рисунок 4.5 – Результат калибровки по рысканию

График погрешности тангажа после калибровки представлен на рисунке 4.6.

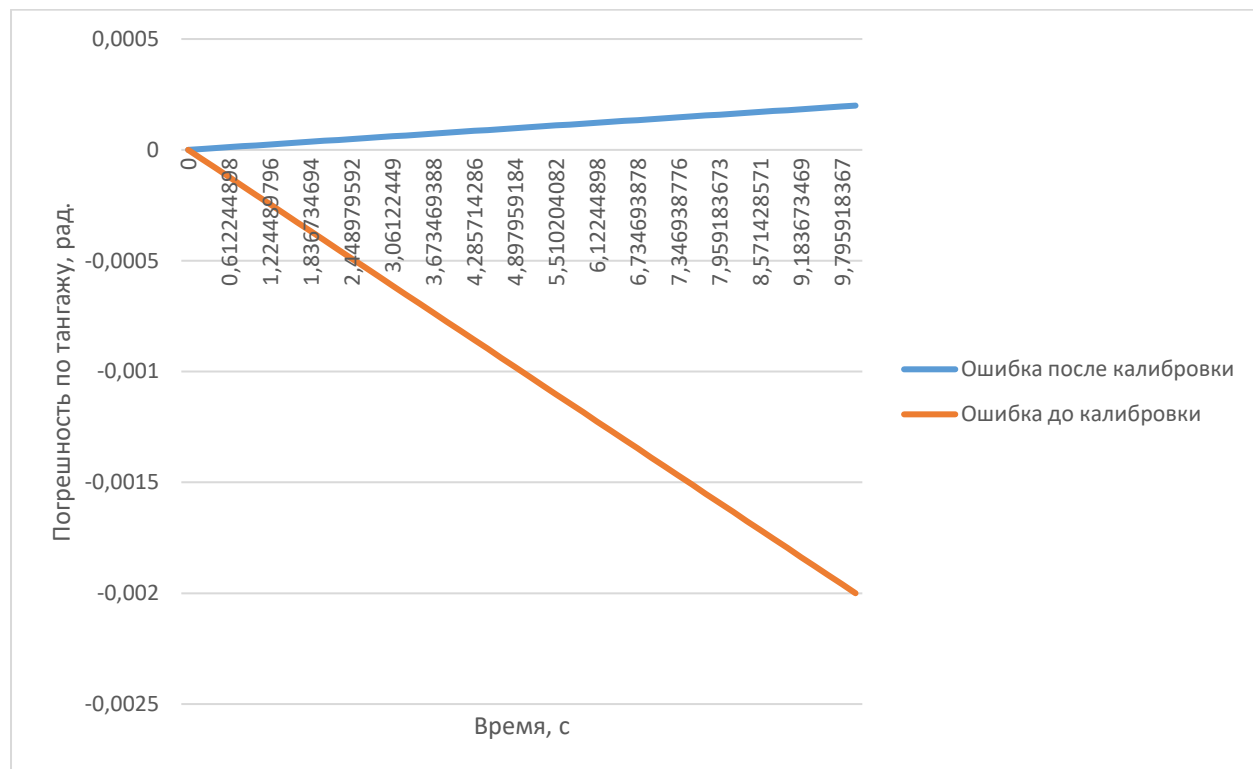


Рисунок 4.6 – Результат калибровки по тангажу

График погрешности крена после калибровки представлен на рисунке 4.7.

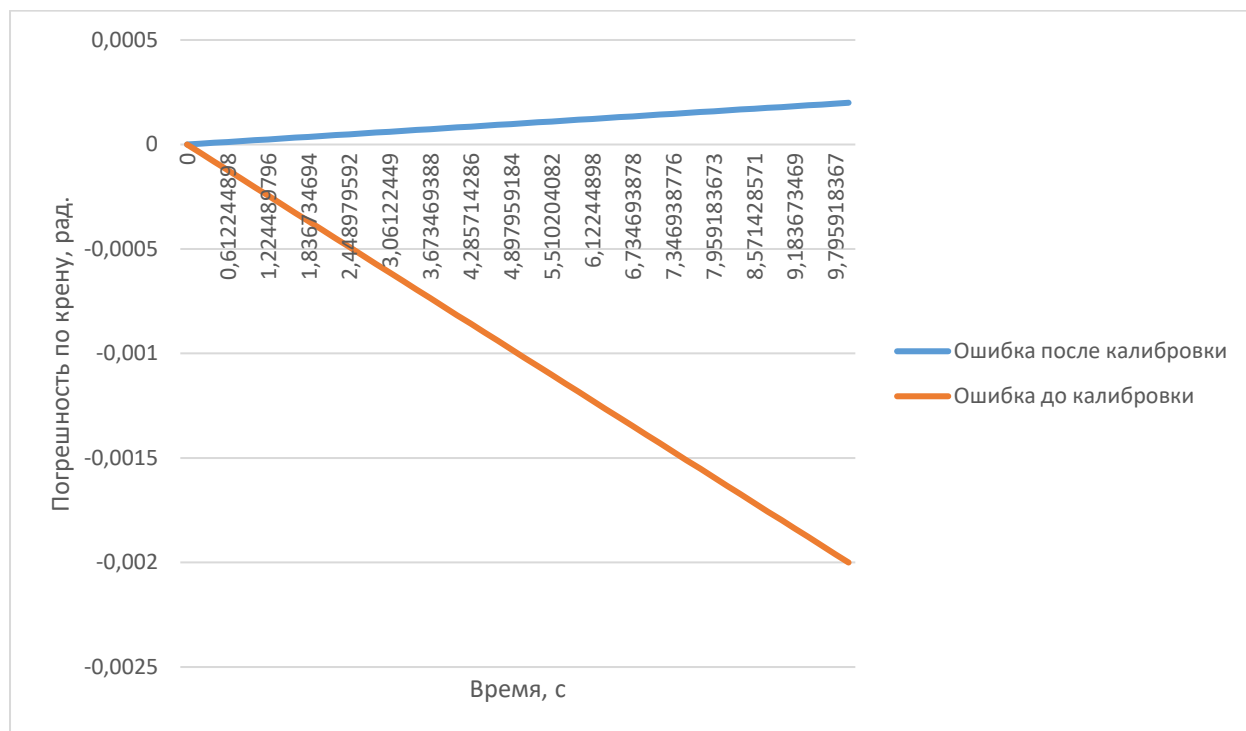


Рисунок 4.7 – Результат калибровки по крену

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						100
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

График погрешности скорости по оси X (движение по меридиану) после калибровки представлен на рисунке 4.8.

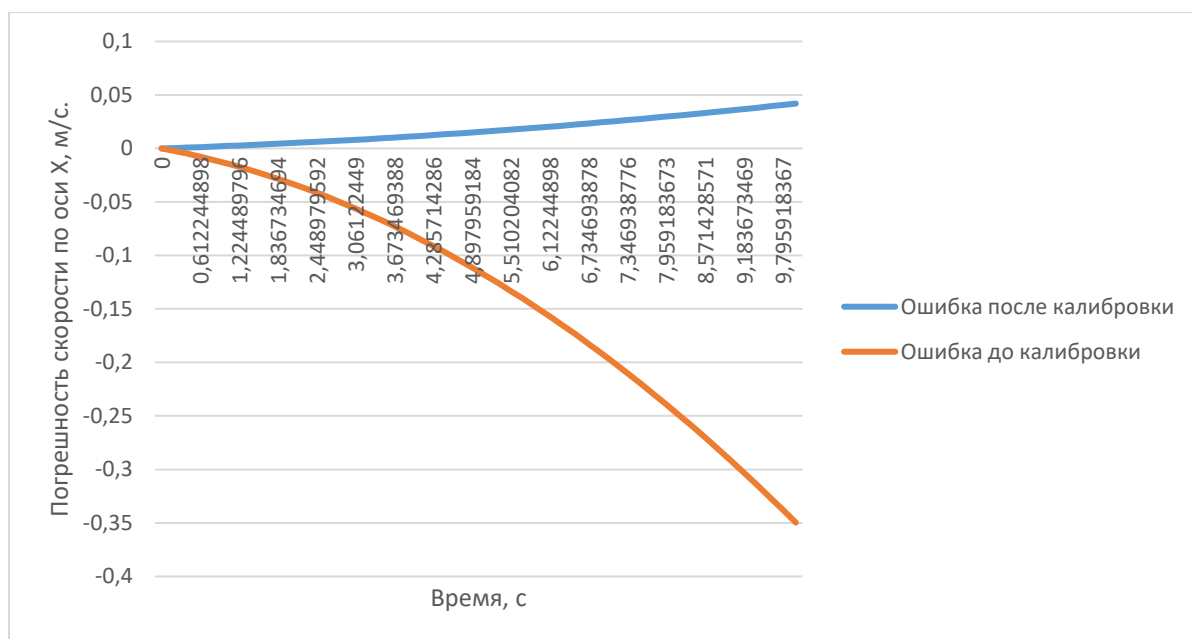


Рисунок 4.8 – Результат калибровки по скорости вдоль оси X

График погрешности скорости по оси Y (движение по вертикали места) после калибровки представлен на рисунке 4.9.

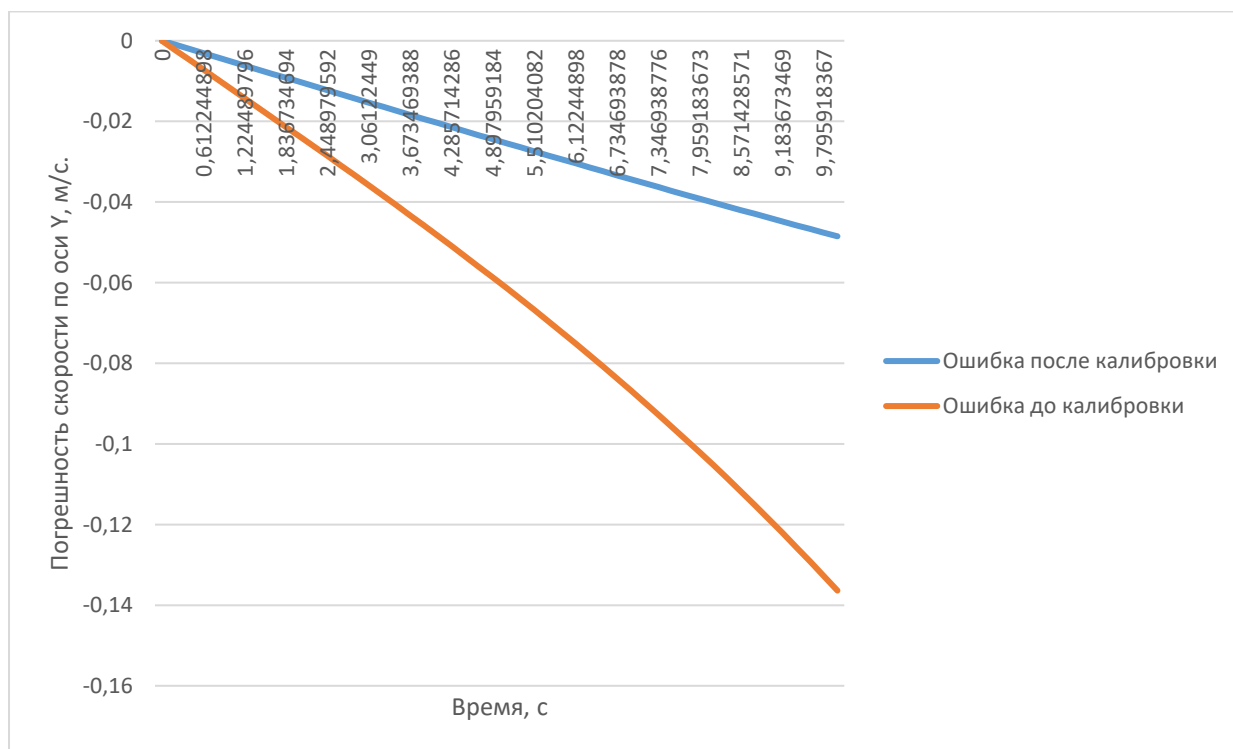


Рисунок 4.9 – Результат калибровки по скорости вдоль оси Y

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						101
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

График погрешности скорости по оси Z (движение по параллели) после калибровки представлен на рисунке 4.10.

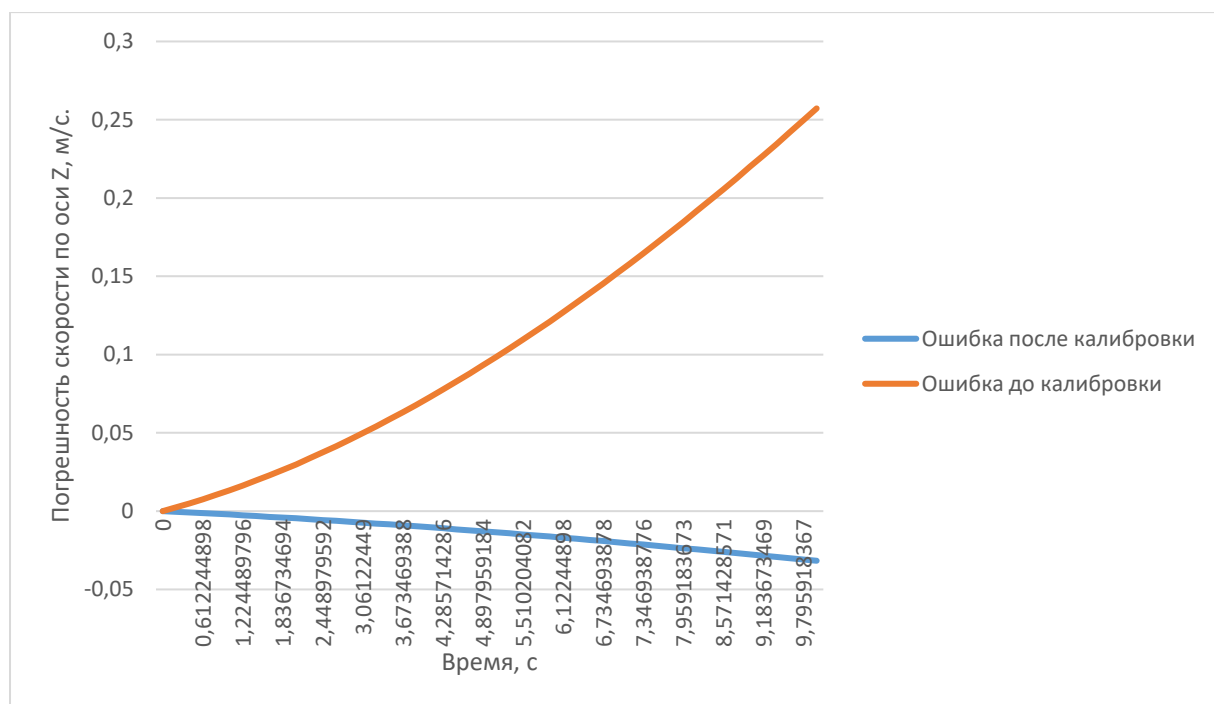


Рисунок 4.10 – Результат калибровки по скорости вдоль оси Z

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						102
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

Выводы по главе 4

В данной главе были изучены этапы проведения эксперимента, что позволило выполнить практическую часть работы, а именно калибровки БИНС.

Была разработана схема калибровки алгоритма БИНС. Получены значения навигационных параметров идеальной работы БИНС, навигационные параметры работы БИНС с ошибками ЧЭ, навигационные параметры работы БИНС после проведения калибровки, значение ошибки после калибровки. После чего проведен анализ полученных данных, а также графики погрешностей до калибровки и после калибровки.

Глядя на полученные результаты, можно сделать вывод что после программной калибровки точность БИНС улучшилась. Погрешность определения широты уменьшилась на 88%. Погрешность определения долготы уменьшилась на 87%. Погрешность определения высоты уменьшилась на 61%. Погрешности углов Эйлера (рыскание, тангаж, крен) уменьшились на 90%. Погрешность определения скорости вдоль меридиана уменьшилась на 88%. Погрешность определения скорости движения по вертикали уменьшилась на 64%. Погрешность определения скорости вдоль параллели уменьшилась на 88%.

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						103
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В последнее время одним из самых популярных средств навигации на большом количестве летательных аппаратов становятся инерциальные навигационные системы. В то время как бесплатформенные инерциальные навигационные системы всё чаще используются на беспилотных летательных аппаратах. При этом важно, чтобы любая система навигации показывала точные навигационные параметры, вследствие чего необходима правильная калибровка.

В данной работе был использован тип построения БИНС с акселерометрами и ДУС, поскольку он является наиболее точным и обладает высокой помехозащищенностью. Согласно ТЗ для ВКР были выбраны ЧЭ для БИНС, с подходящими характеристиками.

Проведен анализ существующих методов калибровки БИНС, найдены их недостатки и способы устранения.

Сформирована целостная структурная схема работы БИНС, на основе алгоритмов с углами Эйлера-Крылова которой лежат географические координаты, определяющие объект посредством долготы λ , широты φ и высота h , а также углы крена, тангажа и рыскания. Сформирована модель ошибок БИНС. Проведен анализ всех возможных вариаций ошибок и причины их возникновения в БИНС. Сформирована структурная схема ошибок северного канала БИНС.

Разработана математическая модель бесплатформенной инерциальной навигационной системы и промоделирована в среде MathCad. Проведена проверка работоспособности созданной программы БИНС. Результат подтвердил правильность работы алгоритма БИНС.

Создана вторая программа БИНС в которую были внесены ошибки чувствительных элементов. Заданы одинаковые параметры точек старта, начальных скоростей и ускорений ЛА в идеальной программе БИНС и программе БИНС с ошибками ЧЭ. Проведен анализ полученных результатов, проведено сравнение и получено понимание влияние погрешностей ЧЭ на ориентацию БИНС.

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						104
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

Разработана схема калибровки алгоритма БИНС. Получены значения навигационных параметров идеальной работы БИНС, навигационные параметры работы БИНС с ошибками ЧЭ, навигационные параметры работы БИНС после проведения калибровки, значение ошибки после калибровки. После чего проведен анализ полученных данных, а также графики погрешностей до калибровки и после калибровки.

Исходя из полученных результатов, можно сделать вывод что после программной калибровки точность БИНС улучшилась. Погрешность определения широты уменьшилась на 88%. Погрешность определения долготы уменьшилась на 87%. Погрешность определения высоты уменьшилась на 61%. Погрешности углов Эйлера (рыскание, тангаж, крен) уменьшились на 90%. Погрешность определения скорости вдоль меридиана уменьшилась на 88%. Погрешность определения скорости движения по вертикали уменьшилась на 64%. Погрешность определения скорости вдоль параллели уменьшилась на 88%.

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						105
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Доросинский, Л. Г. Основы и принципы построения инерциальных навигационных систем / Л. Г. Доросинский, Л. А. Богданов // Современные проблемы науки и образования. – 2014. – №5. – С. 1-8.
2. Ишлинский, А. Ю. Ориентация, гироскопы и инерциальная навигация / А. Ю. Ишлинский. – М.: Наука, 1976. – 672 с.
3. Голиков, В. П. Алгоритмы калибровки платформенной инерциальной навигационной системы / В. П. Голиков // Гироскопия и навигация. – 2006. – №4, – С. 89.
4. Егоров, Ю. Г. Условия идентифицируемости инструментальных погрешностей бесплатформенной инерциальной навигационной системы на динамически настраиваемых гироскопах / Ю. Г. Егоров, Г. М. Аль-Хусейн // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. – 2006. – №1. С. 85-89.
5. Борисова, А. Ю. Анализ разработок современных бесплатформенных инерциальных навигационных систем / А. Ю. Борисова, А. В. Смаль // М.: Инженерный вестник. – 2017. – №5. – С.50-57.
6. Александров, В. В. Оптимальное управление движением / В. В. Александров. – М.: МГУ, 2005. – 376 с.
7. Трефилов, П. М. Сравнительный анализ улучшения точностных характеристик инерциальных навигационных систем / П. М. Трефилов // М.: XIII Всероссийское совещание по проблемам управления. – 2019. – С. 470-474.
8. Матвеев, В. В. Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем / В. В. Матвеев, В. Я. Распопов. – СПб.: ГНЦ РФ ОАО "Концерн "ЦНИИ "Электроприбор", 2009. – 280 с.
9. Климов, Д. М. Инерциальная навигация на море / Д. М. Климов. – М.: Наука, 1984. – 118 с.
10. Лукаьянов, Д. П. Инерциальные навигационные системы морских объектов. Д. П. Лукаьянов. – Л.: Судостроение, 1989. – 184 с.

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						106
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

11. Скоробогатов, В. В. Проблемы разработки широкодиапазонного кварцевого маятникового акселерометра с цифровой обратной связью и пути их решения. – <https://cyberleninka.ru/article/n/problemy-razrabotki>.

12. Селезнев, В. П. Навигационные устройства / В. П. Селезнев. – М.: Машиностроение, 1974. – 660 с.

13. Галамай, А. А. Тарировка акселерометров БИНС при векторном согласовании с высокоточной ИНС / А. А. Галамай // Екатеринбург: АО "Научно-производственное объединение автоматики им. академика Н.А. Семихатова". – 2016. – С. 104-108.

14. Парусников, Н. А. Задача коррекции в инерциальной навигации / Н. А. Парусников, В. М. Морозов, В. М. Борзов. – М.: МГУ, 1982. – 176 с.

15. Контрольно-измерительные приборы и автоматика. – <http://promsouz.com/a-30.html>.

16. Бойко, А. А. Бесплатформенные инерциальные навигационные системы на основе микромеханических гироскопов / А. А. Бойко. // М.: Труды международного симпозиума "Надежность и качество". – 2018. – Т. 2. – С. 61-63.

17. Кулешов, А. В. Методические указания к лабораторной работе по курсу "Гироскопические приборы и системы ориентации" Динамически настраиваемый гироскоп / А. В. Кулешов, В. П. Подчерзцев, В. В. Фатеев. – М.: Московский ордена Ленина, ордена Октябрьской Революции и ордена Трудового Красного Знамени государственный технический университет им. Н.Э. Бахмана, 2009. – 18 с.

18. Перспективы развития ДНГ. – <http://dfnc.ru/arhiv-zhurnalov/c125-2012-5-22/perspektivy-razvitiya-dng/>.

19. Навигационные приборы. – <http://www.bivolt.ru/katalog/DNG15.html>.

20. Кузнецов, А. Г. Современные бесплатформенные инерциальные навигационные системы двух классов точности / А. Г. Кузнецов, Б. И. Портнов, Е. А. Измайлов // М.: ОАО "Московский институт электромеханики и автоматики". – 2014. – №8. – С. 24-32.

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						107
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

21. Заявка 2016102079 Российская федерация, МПК³ G 01 C 23/00. Способ Выставки БИНС ЛА корабельного базирования и устройство для его осуществления / В.Ф. Заец. – №2016102079; заявл. 22.01.16; публ. 27.07.17, Бюл. №21; приоритет 09.04.99, №2006.01. – 2 с.

22. ГОСТ Р 50779.22-2005. Статистические методы. Статистическое представление данных. Точечная оценка и доверительный интервал для среднего. – М.: Стандартиформ, 2005.

23. Заявка 2502048 Российская федерация, МПК³ G 01 B 9/02. Способ повышения точности бесплатформенной инерциальной навигационной системы ориентации на основе трехосных волоконно-оптических гироскоповс одним общим источником излучения / Н. И. Кробка. – №2160128E0D; заявл 27.07.13; публ. 20.12.13. – 8 с.

24. Заявка 2009104034/28 Российская Федерация, МПК⁷ G 01 C 25/00. Способ калибровки бесплатформенных инерциальных навигационных систем / А. Г. Андреев, В. С. Ермаков, С. Г. Николаев, А. П. Колеватов. – №2406973; заявл. 05.02.09; опубл. 10.08.10, Бюл. № 35. – 2 с.

25. Николаев, С. Г. Калибровка бесплатформенных инерциальных навигационных систем / С. Г. Николаев // Пермь : Известия вузов. Приборостроение. – 2009. – Т. 52. – №7. – С. 50-55.

26. Николаев, С. Г. Моделирование калибровки бесплатформенных инерциальных навигационных систем / С. Г. Николаев, Ю. В. Ившина // Пермь: ФГБОУ ВПО "Пермский национальный исследовательский политехнический университет". – 2015. – №2. С. 97-101.

27. Парусников, Н. А. Задача калибровки бескарданной инерциальной / Н. А. Парусников // М.: Изв. РАН МТТ. – 2009. – №4. – С. 3-6.

28. Парусников, Н. А Калибровка бескарданных инерциальных навигационных систем при помощи грубых одностепенных стенов / Н. А. Парусников, И. Ю. Сазонов // М.: МГУ. Современные проблемы математики и механики. – 2009. – Т. 1. – С. 212-223.

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						108
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

29. Козлов, А. В. Калибровка инерциальных навигационных систем на грубых стендах с учетом разнесения чувствительных масс ньютометров / А. В. Козлов, И. Ю. Сазонов // М.: Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. – 2013. – №3. – Т. 189. – С. 27-35.

30. Веремеенко, К. К. Разработка алгоритма калибровки инерциальной навигационной системы на двухосном испытательном стенде / К. К. Веремеенко, И. А. Галай // М.: «Труды МАИ». – 2013. – №63. С. 1-14.

31. Парусников, Н. А. О стендовой калибровке авиационных бескарданных инерциальных навигационных систем. Н. А. Парусников, Н. Б. Вавилова, И. А. Васинёва // М.: «Труды МАИ». – 2015. – №84. – С. 12-15.

32. Голован, А. А. Методы калибровки БИНС на грубых и точных стендах / А. А. Голован // М.: ПАО "Московский институт электромеханики и автоматики". – 2016. – №15. – С. 10-16.

33. Варабин, Д. А. Методика калибровки измерительных каналов бесплатформенной инерциальной навигационной системы / Д. А. Варабин // М.: РАРАН Материалы четвертой Всероссийской научно-технической конференции "Информационно измерительные и управляющие системы военной техники". – 2015. – С. 22-23.

34. ГОСТ ИСО/МЭК 17025-2009 Общие требования к компетентности испытательных и калибровочных лабораторий (с Поправкой). – М.: Стандартиформ, 2018.

35. Логинов, М. Ю. Аналитическое решение линейных дифференциальных уравнений ошибок БИНС, функционирующей в нормальной географической системе координат, для случая движения вдоль экватора с постоянной скоростью на постоянной высоте / М. Ю. Логинов, М. Г. Ткаченко, Ю. Н. Челноков // Саратов.: Математика. Механика. Информатика. – 2013. – Т. 13. – С. 69-84.

36. Борсоев, В. А. Использование модели инерциальной навигационной системы при проведении испытаний летательных аппаратов / В. А. Борсоев, А. В.

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						109
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

Кацура, С. В. Степанов // М.: Московский государственный технический университет гражданской авиации. – 2016. – Т. 19. – №5. С. 144-150.

37. Андреев, В. Д. Теори инерциальной навигации / В. Д. Андреев. – М.: Наука, 1967. – 572 с.

38. Кузовков, Н. Т. Инерциальная навигация и оптимальная фильтрация / Н. Т. Кузовков, О. С. Салычев. – М.: Машиностроение, 1982. – 216 с.

39. Егорушкин, А. Ю. Коррекция углов ориентации в бесплатформенных инерциальных навигационных системах / А. Ю. Егорушкин, В. И. Мкртчян // М.: Инженерный журнал: наука и иновации. – 2017. – №8. С. 1-10.

40. КОРТУНОВ, В. И. Уравнения ошибок бесплатформенных инерциальных навигационных систем и анализ наблюдаемости / В. И. КОРТУНОВ, Г. А. ПРОСКУРА // Харьков: Системы обработки информации. – 2006. – №9. С. 112-114.

41. Николаев, С. Г. Моделирование калибровки бесплатформенной инерциальной навигационной системы по выходным сигналам модели ошибок / С. Г. Николаев, Ю. В. Ившина // Пермь: Научно-технические ведомости СПбГПУ. – 2014. – №4. С. 95-105.

42. Челноков, Ю. Н. Дифференциальные уравнения ошибок корректируемой БИНС, функционирующей в нормальной географической системе координат / Ю. Н. Челноков, М. Ю. Логинов // Саратов: Мехатроника, автоматизация, управление. – 2009. – С. 64-72.

43. Матасов, В. В. Калибровка бесплатформенной инерциальной навигационной системы при повороте вокруг вертикальной оси / В. В. Матасов А. И. Тихомиров // М.: "Труды МАИ". – 2015. – №89. – С. 1-34.

44. Кирьянов, Д. В. Mathcad 15 / Mathcad Prime 1.0 / Д. В. Мурзин. – СПб.: БХВ-Петербург, 2012. – 432 с.

45. Volkov, V.L. Mathematical modeling of inertial measurement systems / V. L. Volkov // International Journal Of Applied And Fundamental Research. – 2015. – №2. P. 12-15.

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						110
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

46. Woodman, O.J. An introduction to inertial navigation / O. J. Woodman. – Technical reports published by the University of Cambridge Computer Laboratory are freely available via the Internet. – 2007. – 37 p.

47. Волков, В. Л. Моделирование бесплатформенной навигационной системы / В. Л. Волков, Н. В. Жидкова // М.: Современныe наукоемкие технологии. – 2015. – №7. С. 13-18.

48. Коркишко, Ю. Н. Бесплатформенные инерциальные навигационные системы на основе волоконно-оптических гироскопов / Ю. Н. Коркишк, В. А. Федоров, В. Е. Прилуцкий, В. Г. Пономарев // М.: ООО НПК "Оптолинк". – 2013. – С. 75-82.

49. Матвеев, В. В. Инженерный анализ погрешностей бесплатформенной инерциальной навигационной системы / В.В. Матвеев // Тула: Известия Тульского государственного университета. Технические науки. – 2014. – №4. С. 82-88.

50. Иванов, В. В. Методы научных исследований. Курс лекций по дисциплине "Методы научных исследований" / В. В. Иванов. – Нижний Новгород: Кафедра «Ядерные реакторы и энергетические установки», 2007. – 156 с.

					120401.2020.613 ПЗ	Лист
						111
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

ПРИЛОЖЕНИЕ А

Навигационные параметры идеальной работы БИНС

Столбец 0	Столбец 1	Столбец 2	Столбец 3	Столбец 4	Столбец 5	Столбец 6	Столбец 7	Столбец 8	Столбец 9
0	0,96	1,07	219	0	0	0	55	10	0
0,2040816	0,9600017	1,07	221,04082	0,0102041	0,0020408	-3,11E-08	56,020408	11,0205	1,0204082
0,4081633	0,9600034	1,0700001	223,2899	0,0204082	0,0040817	-9,32E-08	57,036513	12,03896	2,0511754
0,6122449	0,9600051	1,0700002	225,74683	0,0306122	0,0061226	-1,86E-07	58,048206	13,055423	3,0921946
0,8163265	0,9600069	1,0700003	228,4112	0,0408163	0,0081636	-3,11E-07	59,055378	14,069933	4,1433574
1,0204082	0,9600087	1,0700005	231,28262	0,0510204	0,0102045	-4,66E-07	60,057923	15,082533	5,2045543
1,2244898	0,9600105	1,0700008	234,36068	0,0612245	0,0122456	-6,53E-07	61,055735	16,093271	6,2756752
1,4285714	0,9600124	1,0700012	237,64502	0,0714286	0,0142866	-8,7E-07	62,048711	17,10219	7,3566084
1,6326531	0,9600143	1,0700015	241,13527	0,0816327	0,0163276	-1,12E-06	63,036746	18,109338	8,4472415
1,8367347	0,9600162	1,070002	244,83105	0,0918367	0,0183687	-1,4E-06	64,019739	19,114761	9,5474611
2,0408163	0,9600181	1,0700025	248,73202	0,1020408	0,0204099	-1,71E-06	64,99759	20,118508	10,657153
2,244898	0,9600201	1,0700031	252,83784	0,1122449	0,022451	-2,05E-06	65,9702	21,120626	11,776201
2,4489796	0,9600221	1,0700037	257,14817	0,122449	0,0244922	-2,42E-06	66,937471	22,121163	12,904489
2,6530612	0,9600242	1,0700044	261,6627	0,1326531	0,0265334	-2,83E-06	67,899305	23,120169	14,0419
2,8571429	0,9600262	1,0700051	266,3811	0,1428571	0,0285747	-3,26E-06	68,855609	24,117694	15,188316
3,0612245	0,9600283	1,0700059	271,30308	0,1530612	0,030616	-3,73E-06	69,806288	25,113788	16,343616
3,2653061	0,9600305	1,0700068	276,42834	0,1632653	0,0326573	-4,23E-06	70,751249	26,108502	17,507682
3,4693878	0,9600326	1,0700077	281,7566	0,1734694	0,0346986	-4,76E-06	71,690402	27,101887	18,680391
3,6734694	0,9600348	1,0700087	287,2876	0,1836735	0,03674	-5,31E-06	72,623657	28,093996	19,861622
3,877551	0,960037	1,0700098	293,02107	0,1938776	0,0387814	-5,91E-06	73,550925	29,084879	21,051252
4,0816327	0,9600392	1,0700109	298,95676	0,2040816	0,0408229	-6,53E-06	74,472119	30,07459	22,249157
4,2857143	0,9600415	1,0700121	305,09443	0,2142857	0,0428643	-7,18E-06	75,387154	31,063183	23,455213
4,4897959	0,9600438	1,0700133	311,43386	0,2244898	0,0449058	-7,86E-06	76,295947	32,050711	24,669294
4,6938776	0,9600461	1,0700146	317,97482	0,2346939	0,0469474	-8,58E-06	77,198413	33,037227	25,891273
4,8979592	0,9600485	1,070016	324,71711	0,244898	0,0489889	-9,32E-06	78,094472	34,022788	27,121024
5,1020408	0,9600509	1,0700174	331,66053	0,255102	0,0510305	-1,01E-05	78,984044	35,007447	28,358419
5,3061224	0,9600533	1,070019	338,80491	0,2653061	0,0530721	-1,09E-05	79,867052	35,99126	29,603328
5,5102041	0,9600557	1,0700205	346,15007	0,2755102	0,0551138	-1,17E-05	80,743417	36,974283	30,855623
5,7142857	0,9600582	1,0700222	353,69584	0,2857143	0,0571555	-1,26E-05	81,613064	37,956573	32,115172
5,9183673	0,9600606	1,0700239	361,44208	0,2959184	0,0591972	-1,35E-05	82,475921	38,938185	33,381846
6,122449	0,9600632	1,0700256	369,38865	0,3061224	0,0612389	-1,45E-05	83,331914	39,919176	34,655512
6,3265306	0,9600657	1,0700275	377,53542	0,3163265	0,0632807	-1,54E-05	84,180972	40,899604	35,936038
6,5306122	0,9600683	1,0700294	385,88228	0,3265306	0,0653225	-1,64E-05	85,023027	41,879527	37,22329
6,7346939	0,9600709	1,0700314	394,42912	0,3367347	0,0673644	-1,74E-05	85,85801	42,859002	38,517134
6,9387755	0,9600735	1,0700334	403,17585	0,3469388	0,0694062	-1,85E-05	86,685855	43,838087	39,817436
7,1428571	0,9600761	1,0700355	412,1224	0,3571429	0,0714482	-1,96E-05	87,506497	44,816842	41,124061
7,3469388	0,9600788	1,0700377	421,2687	0,3673469	0,0734901	-2,07E-05	88,319873	45,795325	42,436873
7,5510204	0,9600815	1,07004	430,61468	0,377551	0,0755321	-2,19E-05	89,125922	46,773594	43,755734
7,755102	0,9600842	1,0700423	440,16031	0,3877551	0,0775741	-2,3E-05	89,924584	47,751711	45,080509
7,9591837	0,9600869	1,0700447	449,90556	0,3979592	0,0796161	-2,42E-05	90,715799	48,729733	46,411058
8,1632653	0,9600897	1,0700472	459,8504	0,4081633	0,0816581	-2,55E-05	91,499512	49,707721	47,747244
8,3673469	0,9600925	1,0700497	469,99483	0,4183673	0,0837002	-2,68E-05	92,275666	50,685736	49,088927
8,5714286	0,9600953	1,0700523	480,33886	0,4285714	0,0857424	-2,81E-05	93,044208	51,663837	50,435968
8,7755102	0,9600981	1,070055	490,8825	0,4387755	0,0877845	-2,94E-05	93,805085	52,642084	51,788227
8,9795918	0,960101	1,0700577	501,62579	0,4489796	0,0898267	-3,08E-05	94,558249	53,620539	53,145563
9,1836735	0,9601039	1,0700606	512,56875	0,4591837	0,0918689	-3,22E-05	95,303648	54,599263	54,507835
9,3877551	0,9601068	1,0700634	523,71146	0,4693878	0,0939112	-3,36E-05	96,041236	55,578317	55,874901
9,5918367	0,9601097	1,0700664	535,05397	0,4795918	0,0959534	-3,51E-05	96,770968	56,557761	57,246619
9,7959184	0,9601126	1,0700695	546,59637	0,4897959	0,0979957	-3,66E-05	97,492799	57,537657	58,622846
10	0,9601156	1,0700726	558,33875	0,5	0,1000381	-3,81E-05	98,206686	58,518067	60,003438

					120401.2020.613 ПЗ	Лист 112
Изм.	Лист	№ докум.	Подп.	Дата		

ПРИЛОЖЕНИЕ Б

Навигационные параметры работы БИНС с ошибками ЧЭ

Столбец 0	Столбец 1	Столбец 2	Столбец 3	Столбец 4	Столбец 5	Столбец 6	Столбец 7	Столбец 8	Столбец 9
0	0,96	1,07	219	0	0	0	55	10	0
0,2040816	0,9600017	1,07	221,04082	0,01016327	0,00208166	4,0785E-05	56,022786	11,022878	1,018031
0,4081633	0,9600034	1,0700001	223,29038	0,02032653	0,00416336	8,154E-05	57,041462	12,043711	2,04628
0,6122449	0,9600051	1,0700002	225,74828	0,0304898	0,00624508	0,00012226	58,055922	13,062544	3,084643
0,8163265	0,9600069	1,0700003	228,41411	0,04065307	0,00832684	0,00016296	59,066055	14,079422	4,133011
1,0204082	0,9600087	1,0700005	231,28746	0,05081634	0,01040863	0,00020362	60,071757	15,094392	5,191277
1,2244898	0,9600105	1,0700008	234,36795	0,0609796	0,01249045	0,00024425	61,072922	16,107499	6,259332
1,4285714	0,9600124	1,0700012	237,65519	0,07114287	0,0145723	0,00028485	62,069446	17,118791	7,337065
1,6326531	0,9600143	1,0700015	241,14882	0,08130614	0,01665418	0,00032541	63,061227	18,128315	8,424366
1,8367347	0,9600162	1,070002	244,84848	0,09146941	0,01873609	0,00036595	64,048163	19,136121	9,521123
2,0408163	0,9600181	1,0700025	248,75381	0,10163267	0,02081804	0,00040646	65,030154	20,142257	10,62722
2,244898	0,9600201	1,0700031	252,86448	0,11179594	0,02290001	0,00044693	66,0071	21,146772	11,74255
2,4489796	0,9600221	1,0700037	257,18014	0,12195921	0,02498202	0,00048738	66,978905	22,149716	12,86699
2,6530612	0,9600242	1,0700044	261,70049	0,13212248	0,02706405	0,00052779	67,945473	23,15114	14,00042
2,8571429	0,9600262	1,0700051	266,42522	0,14228574	0,02914612	0,00056817	68,906707	24,151096	15,14274
3,0612245	0,9600283	1,0700059	271,35401	0,15244901	0,03122822	0,00060852	69,862515	25,149634	16,29382
3,2653061	0,9600305	1,0700068	276,48659	0,16261228	0,03331035	0,00064884	70,812805	26,146807	17,45354
3,4693878	0,9600326	1,0700077	281,82267	0,17277554	0,03539251	0,00068913	71,757485	27,142668	18,62178
3,6734694	0,9600348	1,0700087	287,36199	0,18293881	0,03747471	0,00072939	72,696466	28,13727	19,79843
3,877551	0,960037	1,0700097	293,10429	0,19310208	0,03955693	0,00076962	73,62966	29,130666	20,98335
4,0816327	0,9600393	1,0700109	299,04933	0,20326535	0,04163919	0,00080981	74,55698	30,122911	22,17644
4,2857143	0,9600415	1,070012	305,19686	0,21342861	0,04372147	0,00084998	75,478341	31,114059	23,37756
4,4897959	0,9600438	1,0700133	311,54667	0,22359188	0,04580379	0,00089011	76,393659	32,104165	24,58659
4,6938776	0,9600462	1,0700146	318,09854	0,23375515	0,04788614	0,00093022	77,30285	33,093284	25,80341
4,8979592	0,9600485	1,070016	324,85227	0,24391842	0,04996852	0,00097029	78,205835	34,081473	27,02789
5,1020408	0,9600509	1,0700174	331,80767	0,25408168	0,05205093	0,00101033	79,102533	35,068788	28,2599
5,3061224	0,9600533	1,0700189	338,96457	0,26424495	0,05413337	0,00105034	79,992867	36,055285	29,49932
5,5102041	0,9600557	1,0700205	346,32279	0,27440822	0,05621585	0,00109032	80,876759	37,041021	30,74602
5,7142857	0,9600582	1,0700221	353,88218	0,28457149	0,05829835	0,00113027	81,754134	38,026055	31,99986
5,9183673	0,9600607	1,0700238	361,6426	0,29473475	0,06038089	0,00117018	82,624919	39,010443	33,26073
6,122449	0,9600632	1,0700256	369,60391	0,30489802	0,06246345	0,00121007	83,48904	39,994244	34,52848
6,3265306	0,9600658	1,0700274	377,76601	0,31506129	0,06454605	0,00124993	84,346428	40,977516	35,80299
6,5306122	0,9600683	1,0700293	386,12876	0,32522456	0,06662868	0,00128975	85,197013	41,960319	37,08413
6,7346939	0,9600709	1,0700313	394,69209	0,33538782	0,06871134	0,00132954	86,040727	42,942711	38,37176
6,9387755	0,9600735	1,0700333	403,45591	0,34555109	0,07079403	0,0013693	86,877504	43,924753	39,66575
7,1428571	0,9600762	1,0700354	412,42015	0,35571436	0,07287676	0,00140904	87,707279	44,906502	40,96597
7,3469388	0,9600789	1,0700376	421,58474	0,36587762	0,07495951	0,00144874	88,529989	45,888021	42,27228
7,5510204	0,9600816	1,0700398	430,94964	0,37604089	0,07704229	0,0014884	89,345572	46,869368	43,58454
7,755102	0,9600843	1,0700421	440,51482	0,38620416	0,07912511	0,00152804	90,153968	47,850604	44,90262
7,9591837	0,960087	1,0700445	450,28025	0,39636743	0,08120796	0,00156765	90,955119	48,831791	46,22639
8,1632653	0,9600898	1,070047	460,24592	0,40653069	0,08329084	0,00160723	91,748967	49,812299	47,55571
8,3673469	0,9600926	1,0700495	470,41184	0,41669396	0,08537375	0,00164677	92,535457	50,79426	48,89043
8,5714286	0,9600954	1,0700521	480,77801	0,42685723	0,08745669	0,00168628	93,314535	51,775665	50,23042
8,7755102	0,9600983	1,0700548	491,34447	0,4370205	0,08953966	0,00172577	94,086149	52,757266	51,57555
8,9795918	0,9601011	1,0700575	502,11126	0,44718376	0,09162266	0,00176522	94,850249	53,739123	52,92566
9,1836735	0,960104	1,0700603	513,07843	0,45734703	0,0937057	0,00180464	95,606784	54,7213	54,28063
9,3877551	0,9601069	1,0700632	524,24604	0,4675103	0,09578876	0,00184403	96,355708	55,703859	55,64032
9,5918367	0,9601099	1,0700662	535,61418	0,47767357	0,09787186	0,00188339	97,096975	56,686861	57,00457
9,7959184	0,9601128	1,0700692	547,18293	0,48783683	0,09995498	0,00192272	97,83054	57,670369	58,37325
10	0,9601158	1,0700723	558,95239	0,4980001	0,10203814	0,00196201	98,556361	58,654447	59,74622

					120401.2020.613 ПЗ	Лист 113
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

ПРИЛОЖЕНИЕ В

Навигационные параметры работы БИНС после проведения калибровки

Столбец 0	Столбец 1	Столбец 2	Столбец 3	Столбец 4	Столбец 5	Столбец 6	Столбец 7	Столбец 8	Столбец 9
0	0,96	1,07	219	0	0	0	55	10	0
0,2040816	0,9600017	1,07	221,04082	0,01020816	0,00203677	-4,105E-06	56,02	11,02499	1,020816
0,4081633	0,9600034	1,0700001	223,29081	0,02041633	0,00407358	-8,241E-06	57,035685	12,047941	2,052004
0,6122449	0,9600051	1,0700002	225,74958	0,03062449	0,00611042	-1,241E-05	58,046947	13,068895	3,093456
0,8163265	0,9600069	1,0700003	228,4167	0,04083265	0,00814728	-1,661E-05	59,053676	14,087896	4,145063
1,0204082	0,9600087	1,0700005	231,29178	0,05104082	0,01018418	-2,084E-05	60,055767	15,104989	5,206716
1,2244898	0,9600105	1,0700008	234,37443	0,06124898	0,01222111	-2,51E-05	61,053113	16,120218	6,278305
1,4285714	0,9600124	1,0700012	237,66427	0,07145714	0,01425807	-2,939E-05	62,045611	17,13363	7,359718
1,6326531	0,9600143	1,0700015	241,16093	0,08166531	0,01629506	-3,371E-05	63,033157	18,14527	8,450842
1,8367347	0,9600162	1,070002	244,86405	0,09187347	0,01833208	-3,806E-05	64,01565	19,155186	9,551563
2,0408163	0,9600181	1,0700025	248,77327	0,10208163	0,02036914	-4,245E-05	64,992989	20,163424	10,66177
2,244898	0,9600201	1,0700031	252,88825	0,1122898	0,02240622	-4,686E-05	65,965075	21,170033	11,78134
2,4489796	0,9600221	1,0700037	257,20867	0,12249796	0,02444334	-5,131E-05	66,931809	22,175061	12,91016
2,6530612	0,9600242	1,0700044	261,73419	0,13270612	0,02648048	-5,579E-05	67,893097	23,178558	14,04812
2,8571429	0,9600262	1,0700051	266,46451	0,14291429	0,02851766	-6,03E-05	68,848841	24,180572	15,19509
3,0612245	0,9600283	1,0700059	271,39932	0,15312245	0,03055487	-6,484E-05	69,798949	25,181155	16,35096
3,2653061	0,9600305	1,0700068	276,53833	0,16333061	0,03259211	-6,941E-05	70,743328	26,180356	17,5156
3,4693878	0,9600326	1,0700077	281,88126	0,17353878	0,03462938	-7,401E-05	71,681887	27,178227	18,6889
3,6734694	0,9600348	1,0700087	287,42784	0,18374694	0,03666668	-7,865E-05	72,614536	28,17482	19,87072
3,877551	0,960037	1,0700098	293,1778	0,1939551	0,03870402	-8,331E-05	73,541187	29,170186	21,06096
4,0816327	0,9600392	1,0700109	299,1309	0,20416327	0,04074138	-8,801E-05	74,461752	30,164379	22,25948
4,2857143	0,9600415	1,0700121	305,28689	0,21437143	0,04277878	-9,273E-05	75,376147	31,157451	23,46616
4,4897959	0,9600438	1,0700133	311,64556	0,22457959	0,0448162	-9,749E-05	76,284286	32,149457	24,68088
4,6938776	0,9600461	1,0700146	318,20667	0,23478776	0,04685366	-0,0001023	77,186089	33,14045	25,9035
4,8979592	0,9600485	1,070016	324,97003	0,24499592	0,04889115	-0,0001071	78,081472	34,130484	27,1339
5,1020408	0,9600509	1,0700175	331,93543	0,25520408	0,05092867	-0,000112	78,970357	35,119615	28,37196
5,3061224	0,9600533	1,070019	339,1027	0,26541224	0,05296622	-0,0001168	79,852665	36,107897	29,61754
5,5102041	0,9600557	1,0700205	346,47166	0,27562041	0,0550038	-0,0001217	80,728319	37,095387	30,87051
5,7142857	0,9600582	1,0700222	354,04215	0,28582857	0,05704141	-0,0001267	81,597245	38,08214	32,13075
5,9183673	0,9600606	1,0700239	361,81401	0,29603673	0,05907906	-0,0001317	82,459367	39,068213	33,39812
6,122449	0,9600632	1,0700257	369,78712	0,3062449	0,06111673	-0,0001367	83,314615	40,053663	34,67249
6,3265306	0,9600657	1,0700275	377,96134	0,31645306	0,06315444	-0,0001417	84,162916	41,038547	35,95373
6,5306122	0,9600683	1,0700294	386,33655	0,32666122	0,06519218	-0,0001468	85,004202	42,022922	37,2417
6,7346939	0,9600708	1,0700314	394,91266	0,33686939	0,06722994	-0,0001519	85,838405	43,006846	38,53627
6,9387755	0,9600735	1,0700334	403,68956	0,34707755	0,06926774	-0,000157	86,665458	43,990377	39,83731
7,1428571	0,9600761	1,0700356	412,66719	0,35728571	0,07130557	-0,0001622	87,485298	44,973574	41,14467
7,3469388	0,9600788	1,0700377	421,84547	0,36749388	0,07334344	-0,0001674	88,29786	45,956496	42,45824
7,5510204	0,9600815	1,07004	431,22435	0,37770204	0,07538133	-0,0001726	89,103083	46,9392	43,77785
7,755102	0,9600842	1,0700423	440,80378	0,3879102	0,07741925	-0,0001778	89,900907	47,921748	45,10339
7,9591837	0,9600869	1,0700447	450,58372	0,39811837	0,07945721	-0,0001831	90,691274	48,904198	46,43471
8,1632653	0,9600897	1,0700472	460,56417	0,40832653	0,08149519	-0,0001884	91,474126	49,886609	47,77167
8,3673469	0,9600925	1,0700497	470,74511	0,41853469	0,08353321	-0,0001938	92,249409	50,869043	49,11414
8,5714286	0,9600953	1,0700523	481,12655	0,42874286	0,08557126	-0,0001992	93,017069	51,851559	50,46197
8,7755102	0,9600981	1,070055	491,7085	0,43895102	0,08760934	-0,0002046	93,777053	52,834217	51,81503
8,9795918	0,960101	1,0700578	502,491	0,44915918	0,08964744	-0,00021	94,529311	53,817078	53,17317
9,1836735	0,9601038	1,0700606	513,47407	0,45936735	0,09168559	-0,0002155	95,273795	54,800203	54,53625
9,3877551	0,9601067	1,0700635	524,65779	0,46957551	0,09372376	-0,000221	96,010456	55,783654	55,90413
9,5918367	0,9601097	1,0700664	536,04221	0,47978367	0,09576196	-0,0002265	96,739249	56,76749	57,27666
9,7959184	0,9601126	1,0700695	547,62741	0,48999184	0,0978002	-0,0002321	97,460131	57,751773	58,65372
10	0,9601156	1,0700726	559,41348	0,5002	0,09983846	-0,0002377	98,173059	58,736565	60,03514

					120401.2020.613 ПЗ	Лист 114
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		

ПРИЛОЖЕНИЕ Г

Значение ошибки после проведения калибровки

Столбец 0	Столбец 1	Столбец 2	Столбец 3	Столбец 4	Столбец 5	Столбец 6	Столбец 7	Столбец 8	Столбец 9
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0,2040816	0	0	0	-4,08E-06	4,073E-06	4,074E-06	0,0004082	-0,00449	-0,000408
0,4081633	1,243E-11	-2,17E-11	-0,000916	-8,16E-06	8,147E-06	8,148E-06	0,0008278	-0,00898	-0,000829
0,6122449	3,765E-11	-6,57E-11	-0,002749	-1,22E-05	1,222E-05	1,222E-05	0,001259	-0,013472	-0,001261
0,8163265	7,6E-11	-1,33E-10	-0,005498	-1,63E-05	1,629E-05	1,63E-05	0,0017018	-0,017963	-0,001706
1,0204082	1,278E-10	-2,23E-10	-0,009164	-2,04E-05	2,037E-05	2,037E-05	0,0021561	-0,022455	-0,002162
1,2244898	1,935E-10	-3,38E-10	-0,013747	-2,45E-05	2,444E-05	2,444E-05	0,0026219	-0,026948	-0,00263
1,4285714	2,734E-10	-4,78E-10	-0,019246	-2,86E-05	2,851E-05	2,852E-05	0,0030994	-0,03144	-0,003109
1,6326531	3,678E-10	-6,43E-10	-0,025663	-3,27E-05	3,259E-05	3,259E-05	0,0035885	-0,035932	-0,0036
1,8367347	4,771E-10	-8,34E-10	-0,032996	-3,67E-05	3,666E-05	3,666E-05	0,0040892	-0,040424	-0,004102
2,0408163	6,016E-10	-1,05E-09	-0,041246	-4,08E-05	4,074E-05	4,074E-05	0,0046016	-0,044916	-0,004615
2,244898	7,418E-10	-1,3E-09	-0,050412	-4,49E-05	4,481E-05	4,481E-05	0,0051256	-0,049408	-0,005139
2,4489796	8,979E-10	-1,57E-09	-0,060496	-4,9E-05	4,888E-05	4,889E-05	0,0056613	-0,053899	-0,005674
2,6530612	1,07E-09	-1,87E-09	-0,071495	-5,31E-05	5,296E-05	5,296E-05	0,0062086	-0,058389	-0,00622
2,8571429	1,259E-09	-2,2E-09	-0,083411	-5,71E-05	5,703E-05	5,703E-05	0,0067676	-0,062878	-0,006776
3,0612245	1,466E-09	-2,56E-09	-0,096244	-6,12E-05	6,11E-05	6,11E-05	0,0073383	-0,067366	-0,007342
3,2653061	1,689E-09	-2,95E-09	-0,109992	-6,53E-05	6,518E-05	6,518E-05	0,0079207	-0,071853	-0,007919
3,4693878	1,93E-09	-3,37E-09	-0,124656	-6,94E-05	6,925E-05	6,926E-05	0,0085148	-0,076339	-0,008505
3,6734694	2,19E-09	-3,82E-09	-0,140235	-7,35E-05	7,332E-05	7,333E-05	0,0091205	-0,080824	-0,009102
3,877551	2,468E-09	-4,31E-09	-0,15673	-7,76E-05	7,74E-05	7,74E-05	0,0097379	-0,085307	-0,009708
4,0816327	2,764E-09	-4,82E-09	-0,17414	-8,16E-05	8,147E-05	8,148E-05	0,010367	-0,089789	-0,010324
4,2857143	3,08E-09	-5,37E-09	-0,192464	-8,57E-05	8,555E-05	8,555E-05	0,0110078	-0,094269	-0,010949
4,4897959	3,415E-09	-5,95E-09	-0,211702	-8,98E-05	8,962E-05	8,963E-05	0,0116603	-0,098746	-0,011584
4,6938776	3,77E-09	-6,57E-09	-0,231855	-9,39E-05	9,369E-05	9,37E-05	0,0123244	-0,103222	-0,012227
4,8979592	4,146E-09	-7,22E-09	-0,25292	-9,8E-05	9,777E-05	9,778E-05	0,0130002	-0,107696	-0,01288
5,1020408	4,542E-09	-7,9E-09	-0,274899	-0,000102	0,0001018	0,0001018	0,0136876	-0,112168	-0,013542
5,3061224	4,959E-09	-8,62E-09	-0,297791	-0,000106	0,0001059	0,0001059	0,0143867	-0,116637	-0,014212
5,5102041	5,397E-09	-9,38E-09	-0,321594	-0,00011	0,00011	0,00011	0,0150973	-0,121103	-0,014891
5,7142857	5,857E-09	-1,02E-08	-0,346309	-0,000114	0,0001141	0,0001141	0,0158196	-0,125567	-0,015578
5,9183673	6,339E-09	-1,1E-08	-0,371935	-0,000118	0,0001181	0,0001181	0,0165535	-0,130029	-0,016274
6,122449	6,843E-09	-1,19E-08	-0,398471	-0,000122	0,0001222	0,0001222	0,0172989	-0,134487	-0,016978
6,3265306	7,37E-09	-1,28E-08	-0,425918	-0,000127	0,0001263	0,0001263	0,0180559	-0,138943	-0,017689
6,5306122	7,92E-09	-1,37E-08	-0,454273	-0,000131	0,0001304	0,0001304	0,0188245	-0,143395	-0,018409
6,7346939	8,493E-09	-1,47E-08	-0,483538	-0,000135	0,0001344	0,0001344	0,0196045	-0,147844	-0,019136
6,9387755	9,09E-09	-1,57E-08	-0,51371	-0,000139	0,0001385	0,0001385	0,0203961	-0,15229	-0,019871
7,1428571	9,712E-09	-1,67E-08	-0,54479	-0,000143	0,0001426	0,0001426	0,0211991	-0,156732	-0,020613
7,3469388	1,036E-08	-1,78E-08	-0,576776	-0,000147	0,0001467	0,0001467	0,0220135	-0,161171	-0,021362
7,5510204	1,103E-08	-1,9E-08	-0,609668	-0,000151	0,0001507	0,0001507	0,0228394	-0,165606	-0,022119
7,755102	1,172E-08	-2,02E-08	-0,643465	-0,000155	0,0001548	0,0001548	0,0236766	-0,170037	-0,022883
7,9591837	1,244E-08	-2,14E-08	-0,678166	-0,000159	0,0001589	0,0001589	0,0245252	-0,174465	-0,023653
8,1632653	1,319E-08	-2,26E-08	-0,713771	-0,000163	0,0001629	0,000163	0,0253851	-0,178888	-0,02443
8,3673469	1,397E-08	-2,39E-08	-0,750279	-0,000167	0,000167	0,000167	0,0262563	-0,183307	-0,025214
8,5714286	1,476E-08	-2,53E-08	-0,787689	-0,000171	0,0001711	0,0001711	0,0271388	-0,187722	-0,026004
8,7755102	1,559E-08	-2,66E-08	-0,825999	-0,000176	0,0001752	0,0001752	0,0280324	-0,192133	-0,0268
8,9795918	1,645E-08	-2,81E-08	-0,86521	-0,00018	0,0001792	0,0001793	0,0289373	-0,196539	-0,027603
9,1836735	1,733E-08	-2,95E-08	-0,90532	-0,000184	0,0001833	0,0001833	0,0298533	-0,20094	-0,028411
9,3877551	1,824E-08	-3,1E-08	-0,946328	-0,000188	0,0001874	0,0001874	0,0307803	-0,205337	-0,029226
9,5918367	1,917E-08	-3,26E-08	-0,988234	-0,000192	0,0001915	0,0001915	0,0317185	-0,209729	-0,030046
9,7959184	2,014E-08	-3,42E-08	-1,031036	-0,000196	0,0001955	0,0001956	0,0326676	-0,214116	-0,030872
10	2,113E-08	-3,58E-08	-1,074733	-0,0002	0,0001996	0,0001996	0,0336277	-0,218498	-0,031703

					120401.2020.613 ПЗ	Лист 115
Изм.	Лист	№докум.	Подп.	Дата		