

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 «Системы автоматического управления»

РАБОТА ПРОВЕРЕНА

Рецензент

доцент каф. ИНиТ, к.т.н.

_____/ Д.А. Кацай

« ____ » _____ 2019 г.

ДОПУСТИТЬ К ЗАЩИТЕ

Заведующий кафедрой

д.т.н., профессор

_____/ В.И. Ширяев

« ____ » _____ 2019 г.

Бесплатформенная инерциальная навигационная система крылатой ракеты морского
базирования

ПОЯСНИТЕЛЬНАЯ ЗАПИСКА
К ВЫПУСКНОЙ КВАЛИФИКАЦИОННОЙ РАБОТЕ
ЮУрГУ – 24.04.02.2019.210.00 ПЗ ВКР

Руководитель работы

зав. каф. САУ, д.т.н., проф.

_____/ В.И. Ширяев

« ____ » _____ 2019 г.

Автор работы

студент группы КЭ-226

_____/ Г.З. Кильдибаева

« ____ » _____ 2019 г.

Нормоконтролер

зав. каф. САУ, д.т.н., проф.

_____/ В.И. Ширяев

« ____ » _____ 2019 г.

АННОТАЦИЯ

Кильдибаева Г.З. Бесплатформенная инерциальная навигационная система крылатой ракеты морского базирования. – Челябинск: ЮУрГУ, ВШ ЭКН; 2019, 65 с., 33 ил., библиогр. список – 21 наим., 19 листов слайдов презентации ф.А4, 3 приложения, 1 чертеж ф.А1.

В выпускной квалификационной работе проведен сравнительный анализ инерциальных навигационных систем, после которого в качестве чувствительного элемента бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) выбран твердотельный волновой гироскоп (ТВГ), рассмотрены математическая модель и модель ошибок БИНС, на основании которых промоделировано полетное задание для крылатой ракеты. В пакете Matlab Simulink построена траектория полета ракеты и определены тактико-технические характеристики ракеты.

Рассмотрен фильтр Калмана, который позволяет решать задачу подавления измерительного шума датчиков проектируемой БИНС и восстановления случайных значений входной угловой скорости и ускорения.

Разработана конструкторская документация (3D-модели БИНС, ТВГ, сборочный чертеж БИНС). Графический материал выполнен в пакете Компас-3D.

					24.04.02.2019.210.00 ПЗ		
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>			
<i>Разраб.</i>		Кильдибаева Г.З.			<i>Лит.</i>	<i>Лист</i>	<i>Листов</i>
<i>Провер.</i>		Ширяев В.И.			Д	4	65
<i>Реценз.</i>		Кацай Д.А.			ЮУрГУ Кафедра САУ		
<i>Н. Контр.</i>		Ширяев В.И.					
<i>Утверд.</i>		Ширяев В.И.					
<i>Бесплатформенная инерциальная навигационная система крылатой ракеты морского базирования</i>							

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	8
1 ОБЗОР ЛИТЕРАТУРЫ. АНАЛИЗ ТЕХНИЧЕСКОГО ЗАДАНИЯ.....	9
2 МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ БИНС	17
2.1 Модель БИНС с гироскопами и акселерометрами	17
2.2 Модель ошибок БИНС	25
2.2.1 Ошибки БИНС, вызванные неточным определением вертикали.....	26
2.2.2 Ошибки БИНС, вызванные погрешностями акселерометров	28
2.2.3 Ошибки БИНС, вызванные дрейфом гироскопов.....	28
2.3 Фильтр Калмана.....	30
3 ТРАЕКТОРИЯ ПОЛЕТА КРЫЛАТОЙ РАКЕТЫ.....	33
4 ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОЛЕТНОГО ЗАДАНИЯ БИНС	42
ЗАКЛЮЧЕНИЕ.....	59
БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК.....	60
ПРИЛОЖЕНИЯ	62
ПРИЛОЖЕНИЕ А	62
ПРИЛОЖЕНИЕ Б	63
ПРИЛОЖЕНИЕ В.....	65

ВВЕДЕНИЕ

На настоящее время наблюдаемый прогресс в таких областях, как микроэлектроника и вычислительной техники, заметные успехи в области создания инерциальных чувствительных элементов, основанных на новых принципах, способствовали широкому распространению бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС), как основы для систем управления различными объектами. Необходимость создания высокоточных алгоритмов БИНС, обеспечивающих численное решение навигационных уравнений, являющихся в свою очередь моделью уравнений движения, привели к построению специальных разделов теоретической механики.

Системы управления второго поколения используют информацию от БИНС. Управление на принципах корректируемой БИНС строится таким образом, что инерциальными средствами моделируется и определяется требуемое положение ориентации или траектория движения. Датчики ориентации или относительного движения используются для корректирования движения, которое моделируется средствами БИНС [1].

Как и в других инерциальных навигационных системах, основной задачей при проектировании БИНС является повышение показателей точности и надежности. Такая задача в рассматриваемых устройствах связана с анализом и оценкой погрешностей чувствительных элементов.

Цель работы: разработать БИНС для крылатой ракеты морского базирования.

Для достижения поставленной цели необходимо решить следующие задачи:

- выполнить аналитический обзор и анализ литературы по теме работы,
- описать математическую модель БИНС,
- промоделировать траекторию движения крылатой ракеты морского базирования,
- построить модель БИНС,
- анализировать погрешности БИНС с помощью фильтра Калмана.

					24.04.02.2019.210.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		8

1 ОБЗОР ЛИТЕРАТУРЫ. АНАЛИЗ ТЕХНИЧЕСКОГО ЗАДАНИЯ

В современной развитой ракетной и авиационной технике наблюдается значительное увеличение высоты полета, скорости объекта и высокая маневренность объектов. Гироскопические приборы и системы позволяют решать основные задачи по управлению этими объектами, а также от них зависит решение задач по стабилизации и управлению целым рядом специальных бортовых систем. Эффективность действия ракет, самолетов и космических кораблей определяется в основном именно точностью работы гироскопических устройств.

Как правило, бортовые системы, которые подлежат стабилизации на заданном направлении в пространстве, обладают большим весом и моментом инерции. Требования высокой точности стабилизации бортовых систем на заданном направлении в пространстве и тяжелые условия их эксплуатации привели к созданию гироскопических стабилизаторов. Платформу, предназначенную для размещения объектов стабилизации и гироскопов, обеспечивающих ее стабилизацию в совокупности с некоторыми элементами автоматики, принято называть гироскопическим стабилизатором или гиростабилизатором (ГС) [2]. Они так же используются и для измерения угловых отклонений объектов, на которых они установлены.

В книге «Гироскопические системы. Проектирование гироскопических систем. Ч II. Гироскопические стабилизаторы» [3] описывается двухосный гиростабилизатор, построенный на базе астатического гироскопа. Наружная рама такого гиростабилизатора установлена на основании таким образом, чтобы ее вращение происходило относительно оси, которая параллельна оси летательного аппарата. Платформа гиростабилизатора, на котором установлены гироскопы, вращается относительно оси, которая перпендикулярна оси вращения рамы. Однако рассматриваемый гироскоп имеет большие габариты и массу, длительное время готовности, большую потребляемую мощность и недостаточную точность, что является большим недостатком для гироскопических устройств.

					24.04.02.2019.210.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		9

Необходимость повышения точности стабилизации в диапазоне низких частот и увеличение помехозащищенности усилительно-преобразующих трактов каналов наружной рамки и платформы привели к созданию двухосных индикаторных гиростабилизаторов. Как и в гиростабилизаторе на базе астатического гироскопа, платформа индикаторного ГС вращается относительно оси, перпендикулярной оси вращения наружной рамы, на которой она установлена. Наружная рама установлена таким образом, чтобы ее ось вращения была параллельна вертикальной оси летательного аппарата. Однако в таких ГС не решается задача понижения габаритов, массы и потребляемой мощности.

Гиростабилизированные платформы как правило сложны по конструкции, для стабилизации инерциальных чувствительных элементов в них необходимо применять дорогостоящие и сложные технические устройства. Для решения этой проблемы в настоящее время большее внимание уделяется к производству бесплатформенных инерциальных навигационных систем. Они имеют ряд преимуществ по сравнению с платформенными инерциальными навигационными системами, такие, как:

- значительно меньшие размеры, массу и потребляемую энергию;
- высокую надежность системы за счет существенного упрощения механической части системы и ее компоновки;
- малое время начальной выставки и установки начальных параметров;
- универсальность системы, поскольку переход к определению тех или иных параметров навигации осуществляется алгоритмически.

В схеме БИНС источники первичной информации (гироскопы, акселерометры) непосредственно связаны с корпусом самого БИНС-а, который в свою очередь жестко устанавливается на самом объекте, навигационные параметры которого необходимо определять. Показания этих чувствительных элементов перерабатываются бортовой цифровой вычислительной машиной (БЦВМ), которая в дальнейшем выдает данные о местоположении, скорости и угловой ориентации объекта.

					24.04.02.2019.210.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		10

Известна бесплатформенная инерциальная навигационная система, состоящая из блока чувствительных элементов, вычислительной навигационной системы, причем блок чувствительных элементов состоит из блока акселерометров, преобразователя сигналов акселерометров и блока лазерных гироскопов, включающих кольцевой лазер. Кольцевой лазер состоит из резонатора, виброподвеса и фотоприемника, пьезоэлектрического преобразователя и смесительной призмы [5]. Однако, несмотря на большую распространенность, кольцевые лазерные гироскопы имеют ряд недостатков, основными из которых являются:

- нелинейность выходного сигнала при малой угловой скорости (влияние синхронизма);
- из-за газовых потоков в самом лазере наблюдаются колебания выходного сигнала;
- кольцевой лазерный гироскоп очень чувствителен к различного рода деформациям оптического волновода, вызванным тепловым расширением, изменением давления и другими факторами.

В патенте 2611710 «Бесплатформенные инерциальные навигационные системы» рассматривается БИНС, построенный на базе микроэлектромеханических систем (МЭМС). Так как такие системы имеют нелинейную модель и неопределенность статистических характеристик шумов, в них наблюдаются существенные погрешности. Из-за таких погрешностей при реализации сильносвязанного комплексирования в навигационных системах можно применять ансцентный фильтр Калмана (АФК). Такие фильтры имеют вычислительный процесс, который не требует вычисления производных и в нелинейных системах обладают отличными рабочими характеристиками. Но несмотря на перечисленные достоинства, для надежной работы данного фильтра требуется получить модели вектора состояния и измерительных шумов, которые описывают случайные процессы, а также их статистические характеристики, точное определение которых в реальных системах является практически невозможным.

					24.04.02.2019.210.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		11

Исходя из перечисленных недостатков для оценки неопределенных параметров в реальном времени в инерциально-спутниковых навигационных системах (ИСНС) чаще применяется адаптивная фильтрация [6].

Главным элементом данного фильтра является процедура статистического оценивания характеристик шумов в режиме реального времени, основанная на использовании понятия старения информации, что позволяет оценивать переменные во времени, среднее и дисперсию шумов. Моделирование по методу Монте-Карло показало приемлемую сходимость такой процедуры [7].

Существует несколько факторов, которые влияют на точность работы и надежность БИНС критическим образом. Основным фактором является погрешности автономного навигационного решения БИНС. Эти погрешности складываются в основном из инструментальных погрешностей чувствительных элементов БИНС-а – датчиков угловых скоростей (гироскопов) и акселерометров. Инструментальных погрешности чувствительных элементов чаще всего вызваны смещением нулевых сигналов, погрешностью масштабного коэффициента, смещением осей чувствительности. Так же немалое влияние оказывают внешние факторы, такие, как температура, влажность и другие. Внешние факторы первым делом оказывают влияние на инерциальные датчики, от погрешностей которых зависит точность всей системы.

Другим фактором, который существенно влияет на точность и надежность БИНС, являются задержки и частотно-зависимые погрешности информационных трактов чувствительных элементов. Известно, что все погрешности трактов инерциальных датчиков могут быть пересчитаны в некоторые приведенные инструментальные погрешности трактов акселерометров и ДУС. Для этих приведенных погрешностей, в свою очередь, можно определить соответствующие им навигационные погрешности для любой конкретной траектории [8, 9].

					24.04.02.2019.210.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		12

Совершенствование бесплатформенных инерциальных навигационных систем для ракет идет в направлении снижения массогабаритных характеристик и стоимости при сохранении высоких показателей по точности и надежности. БИНС для ракеты должна включать датчики навигационного класса точности, при этом существует ограниченный спектр гироскопов такого класса, а именно:

- механические гироскопы, как динамически настраиваемый гироскоп (ДНГ), которые в настоящее время считаются устаревшими;
- перспективные микромеханические гироскопы (МЭМС), которые пока не обеспечивают требуемый уровень точности;
- наиболее распространенные кольцевые лазерные гироскопы (КЛГ), которые используются на всех летательных аппаратах гражданской и военной авиации, также преобладают на ракетах, однако имеют высокую стоимость;
- волновые оптические гироскопы (ВОГ), которые больше востребованы в области гражданской авиации, но есть и случаи применения в бортовых системах спутников и ракет-носителей;
- твердотельный волновой гироскоп (ТВГ), который представляет собой новое высокотехнологичное направление в гироскопии.

По техническому заданию погрешность БИНС составляет $\Delta S = 165$ м. Данная погрешность складывается из множества ошибок. Наиболее влиятельными из них являются:

- ошибки, связанные с неточной начальной выставкой;
- ошибки, вызванные с погрешностью акселерометра (смещение нуля);
- ошибки, вызванные дрейфом гироскопов.

В дальнейшем в работе производится расчет и анализ именно данных ошибок.

Предполагается, что общая погрешность является корнем суммы квадратов перечисленных ошибок, т.е.:

$$\Delta S = \sqrt{\Delta S_1^2 + \Delta S_2^2 + \Delta S_3^2},$$

где ΔS_1 – погрешность неточной выставки, ΔS_2 – погрешность акселерометра, ΔS_3 – ошибка, вызванная дрейфом гироскопа.

					24.04.02.2019.210.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		13

В дальнейшем в ходе работы будут описаны и определены указанные погрешности. Погрешности ΔS_1 , ΔS_2 и ΔS_3 задаются таким образом, чтобы ошибки, связанные с неточной начальной выставкой, вызванные с погрешностью акселерометра и дрейфом гироскопов, были близки по значению имеющимся приборам.

Исходя из полученных значений выбираются чувствительные элементы БИНС. Для получения необходимых точностей в качестве гироскопа можно выбрать КЛГ, ВОГ и ТВГ. Однако ТВГ при том же порядке точности имеет ряд преимуществ, такие, как несколько меньшие размеры, малая чувствительность к ударным механическим воздействиям, заметно слабая зависимость точностных характеристик от температуры, малое энергопотребление и малое время готовности.

В настоящее время в России существуют несколько компаний, разрабатывающие ТВГ. Основные характеристики некоторых ТВГ отечественного производства приведены в таблице 1.1 [18].

Таблица 1.1 – Основные характеристики отечественных ТВГ

Характеристики	Наименование гироскопа					
	РПКБ			Медикон	Авиаприбор	
	ТВГ-3	ТВГ-3-1	ТВГ-4	ТВГ	ВТГ	ВТГ-М
Систематический дрейф, град/ч	3	3	3	2,5	–	–
Случайный дрейф, град/ч	0,005-0,01	0,1	0,003-0,005	$5 \cdot 10^{-3}$	$10^{-3} \dots 10^{-4}$	$10^{-1} \dots 10^{-2}$
Стабильность масштабного коэффициента	$2 \cdot 10^{-5}$	$2 \cdot 10^{-5}$	$2 \cdot 10^{-5}$	–	–	–
Температурный диапазон, °С	–	–	–	-60...+120	-60...+100	-60...+125
Потребляемая мощность, Вт	1,5	1,5	0,1	1,5	–	–
Габариты, мм	Ø65x92	Ø65x92	Ø65x64	Ø40x4	–	–
Масса, г	350	350	300	97	700	80

Гироскопы прибора выбираются после определения дрейфа гироскопа исходя из ошибок расстояния пройденной пути в четвертом разделе.

В качестве датчика измерения ускорения объекта используются акселерометры. По характеру информационного движения чувствительной массы акселерометры делятся на акселерометры с поступательным перемещением чувствительной массы, с вращательным движением чувствительной массы и с вибрационным движением чувствительной массы в упругом резонансном подвесе. По принципу измерения они делятся на акселерометры прямого и компенсационного типов измерения. В таблице 1.2 приведены основные характеристики отечественных и зарубежных акселерометров навигационного класса точности [18].

Таблица 1.2 – Основные характеристики отечественных и зарубежных акселерометров

Компания	РПКБ, РПЗ, ЗАО «Исток»	ОАО АНПП «Темп-Авиа»	ЗАО НПК «Электро- оптика»	ОАО Серпуховский завод «Металлист»	Honeywell Aerospace
Тип	А-17. Маятни- ковый, ЧЭ- монокристал. кремний, компенсац.	АТ-1104. Маятни- ковый, ЧЭ- монокристал. кремний, компенсац.	ВА.2.1. Маятни- ковый, металлич. подвес, компенсац.	АТ. Маятни- ковый, трехосный	Q_Flex_QA- 3000. Маятни- ковый, ЧЭ- кварц, компенсац.
Диапазон, g	±20	±(1-10)	±25	±10	±60
Смещение нуля, g	±0,012	±20 · 10 ⁻³	< 6 · 10 ⁻³	±30 · 10 ⁻⁶	< 4 · 10 ⁻³
Погрешность выставки оси чувствитель- ности, g	±9 · 10 ⁻³	—	5,8 · 10 ⁻⁵	±3 · 10 ⁻³	< 10 ⁻³
Полоса пропускания, Гц	—	100	—	≥800	>300
Диапазон рабочих температур, °С	-60...+80	-50...+120	-40...+70	-60...+70	-55...+95
Потребляемая мощность, мВт	—	—	—	—	<480
Масса, г	45	35	65	50	71±4
Габариты, мм	24x24x20	29,5x28,5x16	Ø40x26	—	Ø25x15

Акселерометры прибора выбираются после определения погрешностей акселерометра (смещения нуля) исходя из ошибок расстояния пройденной пути в четвертом разделе.

Выводы: проведены аналитический обзор, сравнительный анализ чувствительных элементов БИНС, рассмотрены основные характеристики отечественных и зарубежных разработок гироскопов и акселерометров. Рассчитаны погрешности в определении пройденного расстояния при неточной выставки вертикали, ошибки акселерометра и дрейфа гироскопа.

					24.04.02.2019.210.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		16

2 МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ БИНС

В настоящее время существует три варианта построения БИНС. Отличие вариантов зависит от состава инерциальных датчиков. Исходя из этих вариантов БИНС могут быть построены на основании акселерометров, акселерометров и неуправляемых гироскопов, акселерометров и датчиков угловой скорости (ДУС) [3]. Далее рассматривается третий вариант построения БИНС – на основании акселерометров и датчиков угловой скорости.

2.1 Модель БИНС с гироскопами и акселерометрами

Как известно, в бесплатформенных инерциальных навигационных системах инерциальные чувствительные элементы установлены на самом БИНС, который в свою очередь крепится непосредственно на самом объекте управления. Следовательно, измерения инерциальных параметров происходит в системе координат (СК), которая связана с объектом. С помощью расчетов в бортовой цифровой вычислительной машине можно определить параметры движения объекта в инерциальной системе координат [4].

Для описания принципа работы БИНС рассматриваются следующие СК:

– с исходным положением объекта связана СК $OX_0Y_0Z_0$, в которой OX_0 – ось, лежащая в плоскости горизонта, OY_0 – ось, направленная вдоль истинной вертикали;

– с объектом связана СК $OXYZ$, в которой ось OX направлена по продольной оси ракеты, ось OY перпендикулярна плоскости продольной оси и направлена вверх, а ось OZ направлена вдоль поперечной оси объекта.

В рассматриваемой системе положение осей системы координат $OXYZ$ относительно связанной с объектом $OX_0Y_0Z_0$ определяют так называемые углы поворота. Углами поворота в данном случае являются углы крена, тангажа и рысканья (курса). Предполагается, что в начальный момент времени связанная с объектом СК совпадает с географической СК, которая определяется индексом g , т.е. $O_0X_{g0}Y_{g0}Z_{g0}$.

					24.04.02.2019.210.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		17

Зная положения перечисленных систем координат можно определить углы поворота. Угол курса ψ – это угол, отсчитываемый в горизонтальной плоскости OX_gZ_g от оси OX_g против хода стрелки часов до проекции продольной оси объекта на эту плоскость. Тангаж θ определяется углом в вертикальной плоскости между осью OX и ее проекцией на горизонтальную плоскость. Угол крена γ отсчитывается в поперечной плоскости между осью OZ и линией пересечения указанной плоскости с плоскостью горизонта.

Повороты СК приведены на рисунке 1.

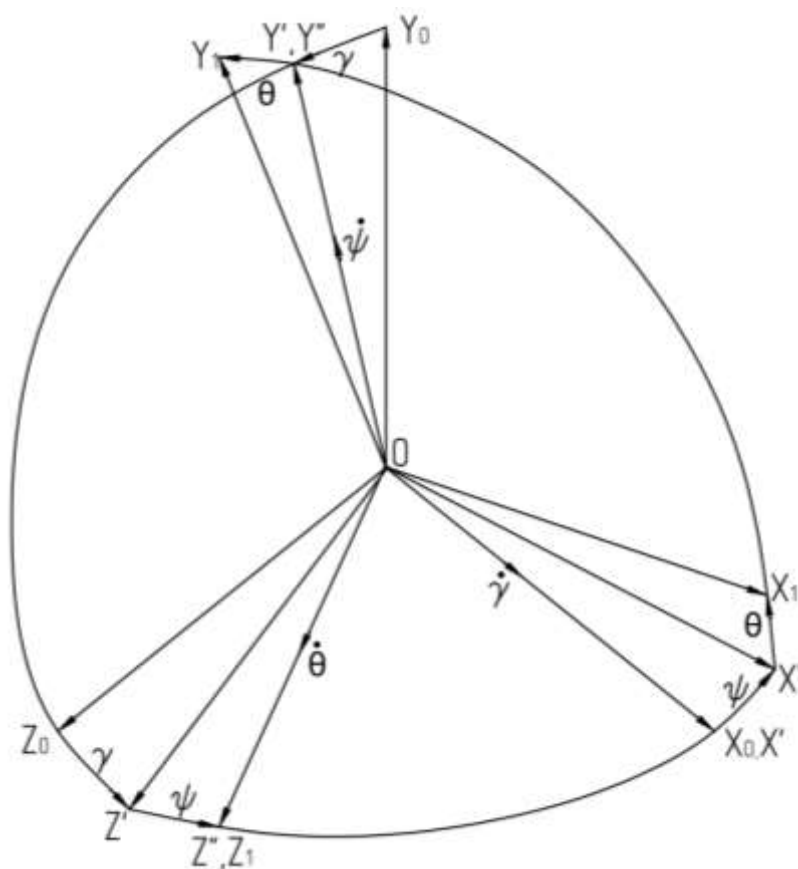


Рисунок 1 – Повороты перечисленных систем координат объекта

Рассматривается случай, когда на борту объект установлены гироскопические датчики угловой скорости и два линейных акселерометра. Акселерометры обозначены как A_X и A_Y . Пусть оси чувствительности акселерометров направлены вдоль продольной и нормальной осей. Гироскопический ДУС является датчиком измерения проекции абсолютной угловой скорости объекта ω_Z .

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

В отличие от установленных на борту гироскопов, акселерометры измеряют равнодействующую между абсолютным ускорением ракеты и ускорением свободного падения (силы тяжести), а не абсолютное ускорение. Эта равнодействующая называется кажущимся ускорением, его вектор обозначается как a . Вектор a задается проекциями \dot{V}_{Xg} и g на оси географической системы координат OX_g и OY_g соответственно. Проекции кажущегося ускорения на оси чувствительности акселерометров можно представить следующим образом:

$$\begin{aligned} a_x &= \dot{V}_{Xg} \cos\theta + g \sin\theta; \\ a_y &= g \cos\theta - \dot{V}_{Xg} \sin\theta, \end{aligned} \quad (2.1)$$

где \dot{V}_{Xg} – ускорение объекта в северном направлении; g – ускорение свободного падения.

Для определения проекции ускорения \dot{V}_{Xg} необходимо перепроектировать из связанной системы координат в географическую показания акселерометров. Однако данная процедура возможна лишь в том случае, когда имеется информация об угле тангажа θ . Если ускорение \dot{V}_{Xg} определено, то путем двойного интегрирования этого ускорения можно найти такие параметры объекта, как координата и скорость полета.

Установленный на борту ТВГ измеряет проекцию абсолютной угловой скорости объекта

$$\omega_z = \omega_{zg} + \dot{\theta}, \quad (2.2)$$

где ω_{zg} и $\dot{\theta}$ – переносная и относительная угловые скорости ребра OZ связанной СК.

Исходя из перечисленных соображений можно построить функциональную схему БИНС, которая представлена на рисунке 2.

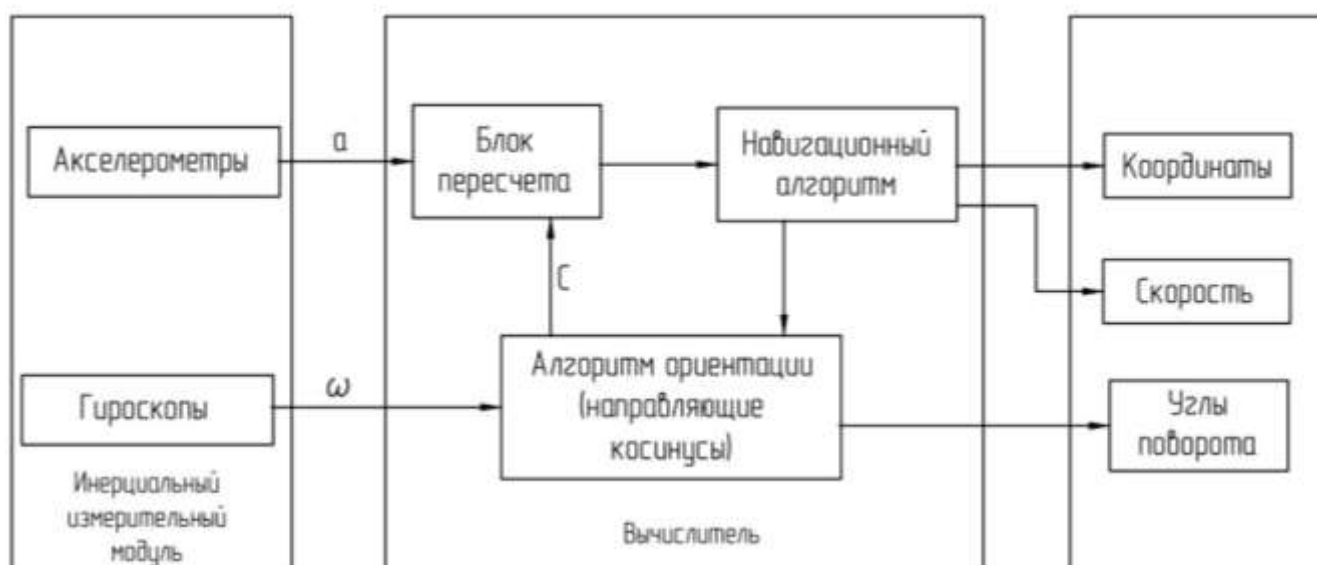


Рисунок 2 – Функциональная схема БИНС

На основании функциональной схемы БИНС можно выделить основные блоки для построения БИНС:

- один из блоков инерциального измерительного модуля – блок акселерометров, с помощью которого происходит определение проекций вектора кажущегося ускорения a на оси связанной системы координат;
- другой блок инерциального измерительного модуля – блок гироскопов, предназначенный для определения проекций абсолютной угловой скорости ω на оси связанной системы координат;
- блок пересчета – позволяет преобразовать проекций вектора кажущегося ускорения a на оси географической системы координат;
- навигационный алгоритм – в этом блоке производится выработка координат местоположения и скоростей полета объекта;
- алгоритм ориентации – блок, в котором формируется так называемая матрица перехода C , а также в этом блоке решаются задачи ориентации. В реальных системах алгоритм ориентации может быть построен с использованием различных кинематических параметров. К таким кинематическим параметрами можно отнести углы Эйлера - Крылова, направляющие косинусы, кватернионы и др.

В данной работе в качестве кинематических параметров для реализации алгоритма ориентации используются направляющие косинусы. Использование в задачах ориентации уравнений, записанных с использованием направляющих косинусов, удобны в том понимании, что их можно определять для любых углов крена, тангажа и рыскания и они являются линейными.

В системах стабилизации выработка параметров ориентации, а именно углов поворотов ψ , θ , γ осуществляется на основе измерений датчика угловой скорости, в данном случае ТВГ. Как уже говорилось, гироскопы измеряют проекции абсолютной угловой скорости на оси связанной системы координат. Выработка углов крена, тангажа и рыскания осуществляется при помощи информации о проекциях относительных угловых скоростей. Образование относительных угловых скоростей происходит следующим образом: из показаний гироскопа вычитаются проекции вектора угловой скорости географической системы координат на оси связанной системы координат. Результат вычитания является переносной угловой скоростью объекта. Вследствие этих процедур вырабатываются относительные угловые скорости. Матрица перехода C и транспонированная матрица $C^T = C^{-1}$ формируются на основании углов ψ , θ и γ .

С помощью описанной ранее последовательности поворотов объекта на углы ψ , θ , γ и переходе от связанной с объектом системы координат к географической $Ox_g Y_g Z_g$ получена матрица C

$$C = \begin{vmatrix} \cos \theta \cos \psi & -\cos \gamma \cos \psi \sin \theta + \sin \gamma \sin \psi & \sin \gamma \cos \psi \sin \theta + \cos \gamma \sin \psi \\ \sin \theta & \cos \gamma \cos \theta & -\sin \gamma \cos \theta \\ -\cos \theta \sin \psi & \cos \gamma \sin \psi \sin \theta + \sin \gamma \cos \psi & -\sin \gamma \sin \psi \sin \theta + \cos \gamma \cos \psi \end{vmatrix} \quad (2.3)$$

Метод определения направляющих косинусов через углы последовательных поворотов приводит к необходимости вычисления произведений двух или трех функций синусов и косинусов угловых параметров ориентации, что представляет достаточно сложный и громоздкий процесс. Поэтому направляющие косинусы чаще используются в качестве самостоятельных параметров ориентации, поскольку они могут быть вычислены аналитически, если известны их начальные значения и угловые скорости ω_x , ω_y , ω_z [3]. Если матрица C известна, то:

$$\begin{aligned}\psi &= \operatorname{arctg} \frac{-c_{31}}{c_{11}}; \\ \theta &= \operatorname{arcsin} c_{21}; \\ \gamma &= \operatorname{arctg} \frac{-c_{23}}{c_{22}},\end{aligned}\tag{2.4}$$

где $c_{11}, c_{21}, c_{22}, c_{23}, c_{31}$ – элементы матрицы C .

Сначала задается координата точки в некоторой СК $OXYZ$ r . После дифференцирования этого вектора r дает линейную скорость

$$v = \frac{dr}{dt} = \dot{r}\tag{2.5}$$

с проекциями v_x, v_y, v_z на оси $OXYZ$.

Если эта система координат вращается с угловой скоростью ω относительно некоторой неподвижной СК $O\xi\eta\zeta$, то абсолютная линейная скорость точки:

$$v = \frac{dr}{dt} = \frac{\widetilde{dr}}{dt} + \omega \times r.\tag{2.6}$$

Векторному уравнению соответствуют три скалярные. Данные скалярные уравнения определяют проекции вектора v абсолютной линейной скорости точки на оси подвижной системы $OXYZ$ в виде

$$\begin{aligned}v_x &= \dot{x} + \omega_x z - \omega_z y; \\ v_y &= \dot{y} + \omega_z x - \omega_x z; \\ v_z &= \dot{z} + \omega_x y - \omega_y x.\end{aligned}\tag{2.7}$$

Операция дифференцирования вектора r по времени в матричном виде определяется выражением

$$v = \frac{dr}{dt} = \begin{vmatrix} \dot{\xi} \\ \dot{\eta} \\ \dot{\zeta} \end{vmatrix}.\tag{2.8}$$

Если дифференцировать вектор r во вращающейся СК $OXYZ$, то:

$$v = \frac{\widetilde{dr}}{dt} = \begin{vmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{vmatrix}.\tag{2.9}$$

Векторное произведение $\omega \times r$ в матричной форме можно записать как произведение кососимметричной матрицы

$$[\omega] = \begin{vmatrix} 0 & -\omega_Z & \omega_Y \\ \omega_Z & 0 & \omega_X \\ \omega_Y & \omega_X & 0 \end{vmatrix} \quad (2.10)$$

на матрицу-столбец

$$r = \begin{vmatrix} x \\ y \\ z \end{vmatrix}. \quad (2.11)$$

Следовательно, уравнение (2.7) можно переписать в виде

$$v = \begin{vmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{vmatrix} + \begin{vmatrix} 0 & -\omega_Z & \omega_Y \\ \omega_Z & 0 & \omega_X \\ \omega_Y & \omega_X & 0 \end{vmatrix} \cdot \begin{vmatrix} x \\ y \\ z \end{vmatrix}. \quad (2.12)$$

Координаты точки в подвижной и неподвижной системах координат связаны матричной зависимостью

$$\begin{vmatrix} x \\ y \\ z \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{vmatrix} \cdot \begin{vmatrix} \xi \\ \eta \\ \zeta \end{vmatrix}, \quad (2.13)$$

которая характеризует преобразование координат. Матрица A с элементами a_{ij} характеризует этот переход.

Использование матрицы $C = A^T$ производится в том случае, когда осуществляется обратный переход от координат в связанной системе $OXYZ$ к координатам в системе $O\xi\eta\zeta$. В этом случае соответствующее преобразование координат выражается зависимостью вида

$$r = Cr' \quad (2.14)$$

где $r = \begin{vmatrix} \xi \\ \eta \\ \zeta \end{vmatrix}$ – матрица-столбец из координат точки в системе $O\xi\eta\zeta$, $r' = \begin{vmatrix} x \\ y \\ z \end{vmatrix}$ –

матрица-столбец в системе $OXYZ$.

Для установления связи направляющих косинусов с угловыми скоростями ω_X , ω_Y и ω_Z , с которыми подвижная система координат вращается относительно неподвижной, необходимо продифференцировать по времени выражение (2.14):

$$\dot{r} = C\dot{r}' + \dot{C}r'. \quad (2.15)$$

Умножая обе части равенства (2.15) на матрицу A и, учитывая, что $AC = E$, где E – единичная матрица, получается

$$A\dot{r} = \dot{r}' + A\dot{C}r'. \quad (2.16)$$

Левая часть выражения (2.16) является абсолютной скоростью точки v в подвижной системе координат. Исходя из этого можно сделать вывод, что уравнения (2.12) и (2.16) являются эквивалентными. Из этого вывода следует, что

$$\dot{C} = C[\omega]. \quad (2.17)$$

Выражение (2.17) является матричным дифференциальным уравнением Пуассона, связывающее производную от матрицы направляющих косинусов с самой матрицей и вектором угловой скорости ω , с которыми система $OXYZ$ вращается относительно неподвижной $O\xi\eta\zeta$.

Следовательно, если имеется информация о проекциях вектора абсолютной угловой скорости, на оси подвижной СК $OXYZ$, в виде ω_X , ω_Y и ω_Z , то направляющие косинусы по отношению к неподвижной СК $O\xi\eta\zeta$ могут быть рассчитаны путем интегрирования матричного уравнения Пуассона

$$\begin{vmatrix} \dot{c}_{11} & \dot{c}_{12} & \dot{c}_{13} \\ \dot{c}_{21} & \dot{c}_{22} & \dot{c}_{23} \\ \dot{c}_{31} & \dot{c}_{32} & \dot{c}_{33} \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} c_{11} & c_{12} & c_{13} \\ c_{21} & c_{22} & c_{23} \\ c_{31} & c_{32} & c_{33} \end{vmatrix} \cdot \begin{vmatrix} 0 & -\omega_Z & \omega_Y \\ \omega_Z & 0 & \omega_X \\ \omega_Y & \omega_X & 0 \end{vmatrix}. \quad (2.18)$$

Матричное уравнение (2.18) эквивалентно следующим дифференциальным уравнениям:

$$\begin{aligned} \dot{c}_{11} &= c_{12}\omega_Z - c_{13}\omega_Y, & \dot{c}_{12} &= c_{13}\omega_X - c_{11}\omega_Z, & \dot{c}_{13} &= c_{11}\omega_Y - c_{12}\omega_X, \\ \dot{c}_{21} &= c_{22}\omega_Z - c_{23}\omega_Y, & \dot{c}_{22} &= c_{23}\omega_X - c_{21}\omega_Z, & \dot{c}_{23} &= c_{21}\omega_Y - c_{22}\omega_X, \\ \dot{c}_{31} &= c_{32}\omega_Z - c_{33}\omega_Y, & \dot{c}_{32} &= c_{33}\omega_X - c_{31}\omega_Z, & \dot{c}_{33} &= c_{31}\omega_Y - c_{32}\omega_X. \end{aligned} \quad (2.19)$$

Если поставить в соответствии вектору угловой скорости ω , заданного проекциями ω_ξ , ω_η и ω_ζ в СК $O\xi\eta\zeta$, кососимметричную матрицу

$$\begin{vmatrix} 0 & -\omega_\zeta & \omega_\eta \\ \omega_\zeta & 0 & \omega_\xi \\ \omega_\eta & \omega_\xi & 0 \end{vmatrix},$$

то преобразование компонент вектора ω из СК $O\xi\eta\zeta$ в $OXYZ$ осуществляется по закону

$$\begin{vmatrix} 0 & -\omega_Z & \omega_Y \\ \omega_Z & 0 & \omega_X \\ \omega_Y & \omega_X & 0 \end{vmatrix} = A \begin{vmatrix} 0 & -\omega_\zeta & \omega_\eta \\ \omega_\zeta & 0 & \omega_\xi \\ \omega_\eta & \omega_\xi & 0 \end{vmatrix} A^T. \quad (2.20)$$

2.2 Модель ошибок БИНС

Выше были рассмотрены способы проектирования БИНС, в которых предполагается, что БИНС и его отдельные элементы работают без ошибок и определение и введение начальных условий осуществляется идеальным образом. Если допускать, что элементы работают без ошибок, то это значит, что в измерениях ускорений и угловых скоростей отсутствуют ошибки, следовательно, вырабатываемы в БИНС параметры навигации также являются безошибочными. В этом случае определение навигационных параметров принято называть алгоритмом идеальной работы инерциальной навигационной системы. Однако в реальных системах всегда присутствуют погрешности. Ошибки БИНС складываются из погрешностей чувствительных элементов, определения и ввода начальных условий. В этом случае движение БИНС является возмущенным. При решении задач навигации большое внимание уделяется на отклонение возмущенного движения от невозмущенного. Уравнения для отклонения переменных, характеризующих состояние БИНС, от их значений при отсутствии возмущений называют уравнениями ошибок. Одним из основных задач БИНС является анализ свойств уравнений ошибок.

Определение связи между ошибками элементов и неточным введением начальных условий и ошибками выходных характеристик БИНС-а задает цель расчета погрешностей. Определив данную связь можно вычислить погрешности БИНС, в которой установлены элементы уже с известными параметрами погрешностей. Есть и другой вариант, когда выдвигается определенная необходимая точность для БИНС, которая позволяет в свою очередь задать требования к чувствительным элементам системы или начальной выставке параметров. Таким образом, качественный анализ погрешностей позволяет в значительной степени упростить алгоритмы работы вычислительных устройств и выработать обоснованные требования к коррекции БИНС.

					24.04.02.2019.210.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		25

Решение уравнений ошибок, который получаются при помощи уравнений в вариациях, представляют собой анализ погрешностей БИНС. Эти уравнения являются линеаризованными уравнениями первого приближения относительно возмущений, который действуют на БИНС. Данные уравнения получены из формальных вариаций алгоритма БИНС или путем подстановки суммы самой переменной и ее приращения в алгоритм вместо независимой переменной. Исходное уравнение вычитается из полученных выражений, а квадрат приращения и его произведение игнорируются [4].

Исходя из перечисленного материала, погрешность БИНС складывается из ошибки неточного ввода начальных условий или неточной начальной выставки и ошибок чувствительных элементов. Ниже приведены модели ошибок в разных случаях.

2.2.1 Ошибки БИНС, вызванные неточным определением вертикали

В этой главе рассматривается случай, когда погрешности акселерометров и гироскопов отсутствуют и они работают без ошибок, а вертикаль в начальный момент задана с ошибкой.

Так как вертикаль задана с ошибкой, то сигналы акселерометров пересчитываются не на оси OX_g и OY_g географической СК, а на оси $O\tilde{X}_g$ и $O\tilde{Y}_g$ вычисленной СК $O\tilde{X}_g\tilde{Y}_g\tilde{Z}_g$. Следовательно, после перепроектирования показаний акселерометров для определения местоположения объекта получается:

$$a_{\tilde{x}_g} = a_x \cos(\theta - \beta) - a_y \sin(\theta - \beta). \quad (2.21)$$

После подстановки в полученное соотношение сигналов акселерометров и преобразований для малого угла β :

$$a_{\tilde{x}_g} \approx \dot{V}_{xg} + g\beta. \quad (2.22)$$

Таким образом, после пересчета данных в географическую систему координат в проекции кажущегося ускорения $a_{\tilde{x}_g}$ содержится составляющая вектора ускорения силы тяжести [4].

Малый угол β получается из соотношения $\beta = \varphi - \tilde{\varphi}$. Продифференцировав обе части данного выражения:

$$\dot{\beta} = \dot{\varphi} - \ddot{\varphi}. \quad (2.23)$$

Так как в результате интегрирования $a_{\bar{x}g}$ вырабатывается приборное значение $\ddot{\varphi}$ и $\dot{\varphi} = \frac{V_{Xg}}{R_3}$, то

$$\dot{\beta} = -\frac{1}{R_3} \int_0^t g\beta dt. \quad (2.24)$$

Так как в начальный момент времени вертикаль задана с ошибкой, то

$$\beta = \beta_0 \cos \omega_0 t, \quad (2.25)$$

где $\omega_0 = \sqrt{\frac{g}{R_3}}$ – частота Шулера. В том случае, когда радиус Земли R_3 намного превышает высоту полета объекта, частота Шулера равна $\omega_0 = 1,24 \cdot 10^{-3}$ рад/с.

Для неточного задания начального задания начального значения вертикали ошибка в определении скорости объекта определяется следующим образом:

$$\Delta V_{Xg} = \frac{\beta_0 g}{\omega_0} \sin \omega_0 t. \quad (2.26)$$

Так как $\Delta\dot{\varphi} = \frac{\Delta V_{Xg}}{R_3}$, и проинтегрировав это выражение, получается ошибка определения широты φ :

$$\Delta\varphi = \beta_0(1 - \cos \omega_0 t). \quad (2.27)$$

Исходя из перечисленных условий получается, что ошибка пройденного расстояния ΔS равна:

$$\Delta S = \Delta\varphi R_3 = \beta_0 R_3(1 - \cos \omega_0 t). \quad (2.28)$$

По виду полученных выражений для определения ошибок параметров объекта и отклонение вертикали можно говорить о колебательном процессе с периодом колебаний, равным периоду Шулера. Колебания с периодом Шулера являются незатухающими.

2.2.2 Ошибки БИНС, вызванные погрешностями акселерометров

Далее рассматривается случай, когда в БИНС отсутствуют ошибки, вызванные неточной начальной выставкой и гироскопами, а в показаниях акселерометров наблюдаются погрешности δ_a , иначе называемые смещением нуля. В этом случае после перепроектирования сигналов акселерометров на ось $O\tilde{X}_g$ уравнения имеют вид:

$$a_{\tilde{x}g} = \dot{V}_{Xg} \cos \beta + g \sin \beta + \delta_{ax} \cos (\theta - \beta) - \delta_{ay} \sin(\theta - \beta). \quad (2.29)$$

После необходимых преобразований получается:

$$a_{\tilde{x}g} = \dot{V}_{Xg} + g\beta + \delta_{ax}(\cos\theta + \beta\sin\theta) - \delta_{ay}(\sin\theta + \beta\cos\theta) \approx \dot{V}_{Xg} + g\beta + \delta_{axg},$$

где $\delta_{axg} = \delta_{ax}\cos\theta - \delta_{ay}\sin\theta$ – проекция ошибок акселерометров на ось OX_g географической системы координат.

Угол β в этом случае имеет вид

$$\beta = \frac{\delta_{ax}}{g}(\cos \omega_0 t - 1). \quad (2.30)$$

Ошибка в определении скорости полета объекта в случае наличия ошибок акселерометра имеет вид:

$$\Delta V_{Xg} = \frac{\delta_{ax}}{\omega_0} \sin \omega_0 t. \quad (2.31)$$

Ошибка в определении пройденного расстояния:

$$\Delta S = \frac{\delta_{ax}}{\omega_0^2} (1 - \cos \omega_0 t). \quad (2.32)$$

Таким образом, исходя из полученных выражений ошибка в измерении скорости и пройденного расстояния также имеет характер колебаний с периодом Шулера.

2.2.3 Ошибки БИНС, вызванные дрейфом гироскопов

Рассматривается случай, когда начальные данные выдержаны точно, акселерометр работает без каких-либо ошибок, а датчик угловой скорости измеряет абсолютную угловую скорость объекта с ошибкой $\omega_{др}$. Путем интегрирования относительной угловой скорости связанного СК определяется угол тангажа:

					24.04.02.2019.210.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		28

$$\theta = \int_0^t (\omega_Z - \omega_{Zg}) dt + \theta_0. \quad (2.33)$$

К погрешности в определении проекций ω_Z и ω_{Zg} абсолютной угловой скорости связанной и географической СК приводит наличие собственного дрейфа гироскопа $\omega_{др}$. Расчетное значение угла θ имеет вид:

$$\tilde{\theta} = \int_0^t (\omega_Z + \omega_{др} - \tilde{\omega}_{Zg}) dt + \theta_0. \quad (2.34)$$

Ошибка угла тангажа вычисляется как разность расчетного и истинного значения тангажа, т.е.:

$$\Delta\theta = \tilde{\theta} - \theta = \int_0^t (\omega_{др} - \Delta\omega_{Zg}) dt, \quad (2.35)$$

где $\Delta\omega_{Zg}$ вычисляется как разность расчетной и истинной угловых скоростей.

Связь между истинным и вычисленным значением тангажа определяется равенством

$$\theta - \tilde{\theta} = \beta, \quad (2.36)$$

или

$$\Delta\theta = -\beta. \quad (2.37)$$

Исходя из выражения (2.37):

$$\dot{\beta} = \Delta\omega_{Zg} - \omega_{др}. \quad (2.38)$$

Так как $\Delta\omega_{Zg} = -\frac{\Delta V_{Xg}}{R_3}$, то ошибка выставки вертикали с учетом дрейфа гироскопа имеет вид:

$$\dot{\beta} = -\frac{\Delta V_{Xg}}{R_3} - \omega_{др} = -\frac{1}{R_3} \int_0^t g\beta dt - \omega_{др}. \quad (2.39)$$

Приняв $\beta(0) = 0$ для случая постоянного дрейфа $\omega_{др} = const$, получается:

$$\beta = -\frac{\omega_{др}}{\omega_0} \sin \omega_0 t. \quad (2.40)$$

Ошибки в определении скорости и пройденного расстояния объекта выглядят следующим образом:

$$\Delta V_{Xg} = \omega_{др} R_3 (\cos \omega_0 t - 1); \quad (2.41)$$

$$\Delta S = \frac{\omega_{др} R_3}{\omega_0} (\sin \omega_0 t - \omega_0 t). \quad (2.42)$$

Вычисленная вертикаль совершает колебания около истинной вертикали с частотой Шулера и амплитудой $\omega_{др}/\omega_0$. В ошибке определения скорости имеется постоянная составляющая, пропорциональная радиусу Земли. Наличие этой постоянной составляющей приводит к накапливающейся погрешности при определении широты и пройденного расстояния. Нарастание со временем погрешностей БИНС является главным их недостатком [4].

2.3 Фильтр Калмана

Инерциальная навигация имеет множество преимуществ, однако то, что в нем со временем накапливаются ошибки, является его основным недостатком. Сочетании навигационных комплексов с навигационными системами на основе различных физических комплексов позволяет устранять этот недостаток. Такими системами могут служить спутниковые навигационные системы, астронавигационные и радионавигационные системы, корреляционно-экстремальные системы, система воздушных сигналов. Поскольку отдельные системы функционируют с определенными ошибками, полученная от них информация объединяется в соответствии с моделью погрешностей. Модели погрешности каждой системы можно представить в виде суммы случайных величин.

■ При объединении нескольких навигационных измерителей широкое применение получила схема комплексирования. Комплексирование осуществляется двумя методами: способом компенсации и способом фильтрации. Каждый из способов имеет свои особенности, достоинства и недостатки. Однако чаще всего используется способ фильтрации в силу своей надежности. Как известно, по своему назначению любой фильтр обязан подавлять помехи и с наименьшими искажениями пропускать полезный сигнал. Следовательно, можно сказать, что с помощью фильтра можно получить оценку полезного сигнала.

На сегодняшний день одним из самых оптимальных и чаще всего используемых фильтров в комплексных навигационных системах является фильтр Калмана [4], созданный Рудольфом Калманом в 1960г. Частое применение фильтра Калмана обусловлено тем, что он представляет собой рекуррентный алгоритм, который легко реализовать на электронной вычислительной машине. А так же он позволяет вырабатывать оптимальную оценку параметров динамической системы [4]. На рисунке 3 приведена структурная схема фильтра.

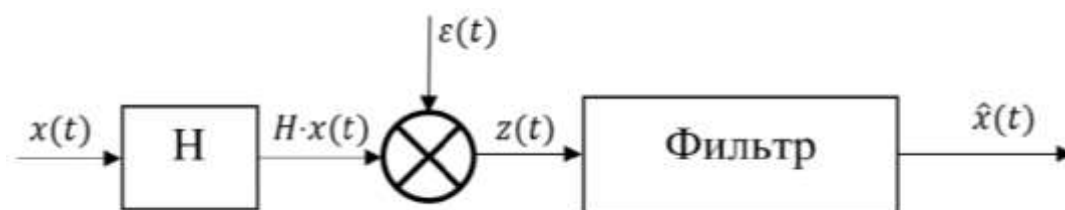


Рисунок 3 – Схема работы фильтра

На рисунке $x(t)$ – вектор инструментальных погрешностей, $\varepsilon(t)$ – помеха, которая образует входной сигнал фильтра $z(t)$ в сумме с $H \cdot x(t)$. На основе входного сигнала фильтр дает оценку, т.е. приближенное значение $\hat{x}(t)$ вектора состояния. Чем ближе оценка к истинному сигналу, тем качественнее работа фильтра. Фильтр является оптимальным, если он удовлетворяет определённому критерию качества [16].

Фильтр Калмана предназначен для оценивания переменных состояния системы по данным измерения выходных сигналов системы, содержащих случайные ошибки измерения, другими словами измерительный шум. Оценка оптимальна, если сумма квадратов ошибок оценивания переменных состояния имеет наименьшее возможное значение. Ошибка оценивания – это разность между оценкой, выдаваемой фильтром, и действительным значением переменной состояния системы, соответствующим случаю приложения к системе детерминированных и случайных внешних воздействий [17].

Выходные сигналы датчиков, которые предназначены для наблюдения за поведением системы, описываются уравнением

$$\hat{x}(t) = H(t) \cdot \bar{z}(t) + \bar{\varepsilon}(t). \quad (2.47)$$

Сущность алгоритма фильтра Калмана в том, чтобы корректировать оценку неизвестного вектора состояния $x(t)$ используя информацию, которая содержится в измерении $\bar{z}(t)$. Оптимальная оценка $\hat{x}(t)$ по совокупности сигналов измерений $\bar{z}(t)$ находится следующим образом [17]:

$$\hat{x}_k = \hat{x}_{k-1} + K_k(\hat{z}_k - H_k \cdot \hat{x}_{k-1}), k = 1, 2, \dots \quad (2.48)$$

где K_k – матрица коэффициентов усиления Калмана, добавляемый индекс k – индекс времени t_k . Матрица коэффициентов усиления Калмана определяется по уравнению:

$$K_k = P_{k-1}H_k^T(H_kP_{k-1}H_k^T + R_k)^{-1}, k = 1, 2, \dots \quad (2.49)$$

где P_k – апостериорная ковариационная матрица ошибок оценивания, которая дает оценку точности полученной оценки вектора состояния и включает в себя оценку дисперсий погрешности вычисленного состояния и ковариации, показывающее выявленные взаимосвязи между параметрами состояния системы, R_k – ковариационная матрица интенсивности шума.

Апостериорная ковариационная матрица ошибок оценивания P_k определяется следующим образом:

$$P_k = (E - K_kH_k)P_{k-1}, k = 1, 2, \dots \quad (2.50)$$

Точность оценивания вектора состояния системы, иными словами точность работы фильтра, зависит от статистических свойств шумов. Начальные значения ковариационных матриц шума измерений и шума процесса выбираются путем анализа некоторых эмпирических данных.

Фильтр Калмана дает оптимальную оценку вектора состояния объекта по текущим измерениям. При использовании метода оптимальной линейной фильтрации в БИНС в качестве уравнений объекта обычно рассматриваются уравнения ошибок БИНС.

3 ТРАЕКТОРИЯ ПОЛЕТА КРЫЛАТОЙ РАКЕТЫ

По заданию на работу необходимо смоделировать траекторию полета крылатой ракеты (КР).

Рассматривается крылатая ракета морского базирования средней дальности. После определения местоположения цели и проверки наличия средств противовоздушной обороны выдается полетное задание, в котором заложен маршрут полета ракеты. Во время полета ракета управляется полностью автономно. Возможна коррекция полета ракеты на маршевом участке на основании данных от элементов навигационной системы. Для более точной коррекции можно применять подсистемы спутниковой коррекции и коррекции по рельефу местности. Предварительно в память бортовой системы управления заложена карта рельефа местности, по которой проходит маршрут полета ракеты. Подсистема коррекции по рельефу местности сравнивает эту карту с рельефом местности нахождения ракеты в данный момент времени и при необходимости вносит корректировки в систему. Заранее в полетное задание вводится координаты необходимых пунктов поворота ракеты, что позволяет обходить сильные зоны противовоздушной обороны противника или сложные по рельефу участки местности. Навигация ракеты осуществляется по сложной траектории.

По техническому заданию траектория полета ракеты морского базирования должна иметь вид, приведенной на рисунке 4.

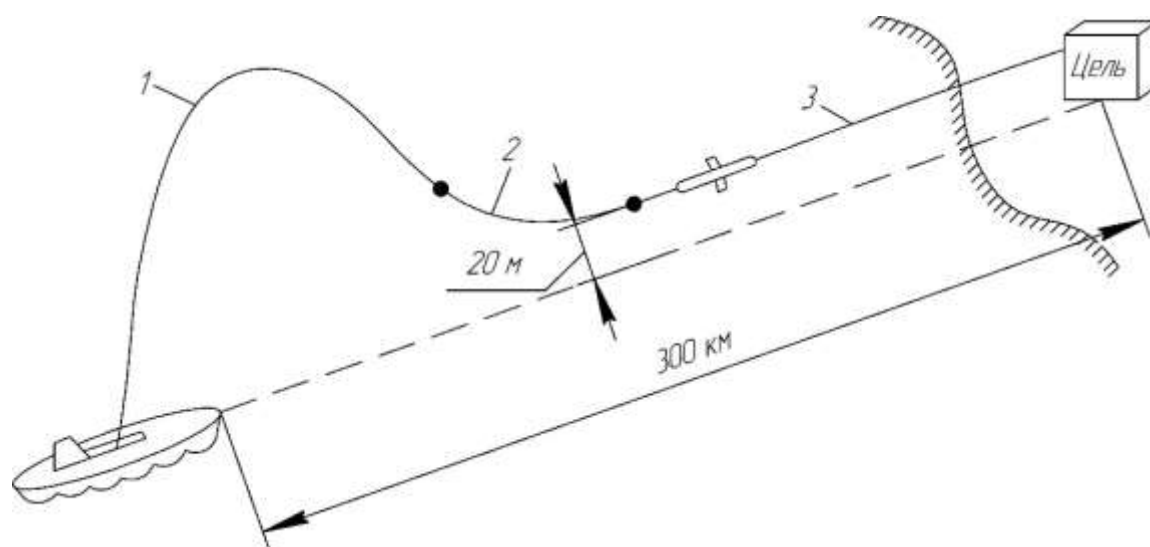


Рисунок 4 – Траектория полета крылатой ракеты морского базирования

					24.04.02.2019.210.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		33

Траектория делится на 3 участка, как показано на рисунке 4. Для каждого участка задается свое уравнение движения. Далее каждый участок рассматривается отдельно.

На рисунке 5 приведена схема первого участка полета.

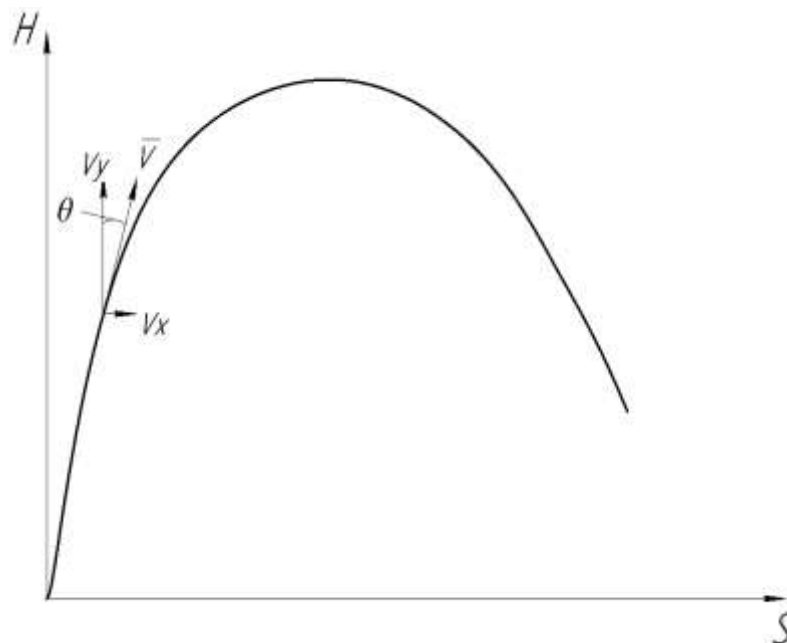


Рисунок 5 – Траектория первого участка полета

Исходя из рисунка 5 скорости в общем случае равны:

$$\begin{cases} V_x = V \cos \theta; \\ V_y = V \sin \theta. \end{cases} \quad (3.1)$$

По техническому заданию максимальная скорость ракеты, т.е. скорость, которую достигает ракета перед включением маршевого двигателя, равна $V = 285$ м/с. Предполагается, что ускорение ракеты равно $a = 30$ м/с². В таком случае ракета достигает необходимой скорости 285 м/с за следующее время:

$$t = \frac{V}{a} = \frac{285}{30} = 9,5 \text{ с.}$$

Угол θ_1 первого участка равна:

$$\theta_1 = \omega_1 t, \quad (3.2)$$

где ω_1 – угловая скорость крылатой ракеты, которая равна $\omega_1 = 0,222$ рад/с.

Высота полета ракеты H получается после интегрирования скорости V_y , а дальность полета S – после интегрирования скорости V_x . Моделирование производится в пакете Matlab Simulink. Блок-схема модели приведена в приложении Б, на рисунке Б1. На рисунках 6, 7 и 8 приведены графики зависимости скорости V_x от времени, скорости V_y от времени и график траектории полета ракеты (зависимость высоты полета H и дальности полета S) на первом участке траектории полета соответственно.

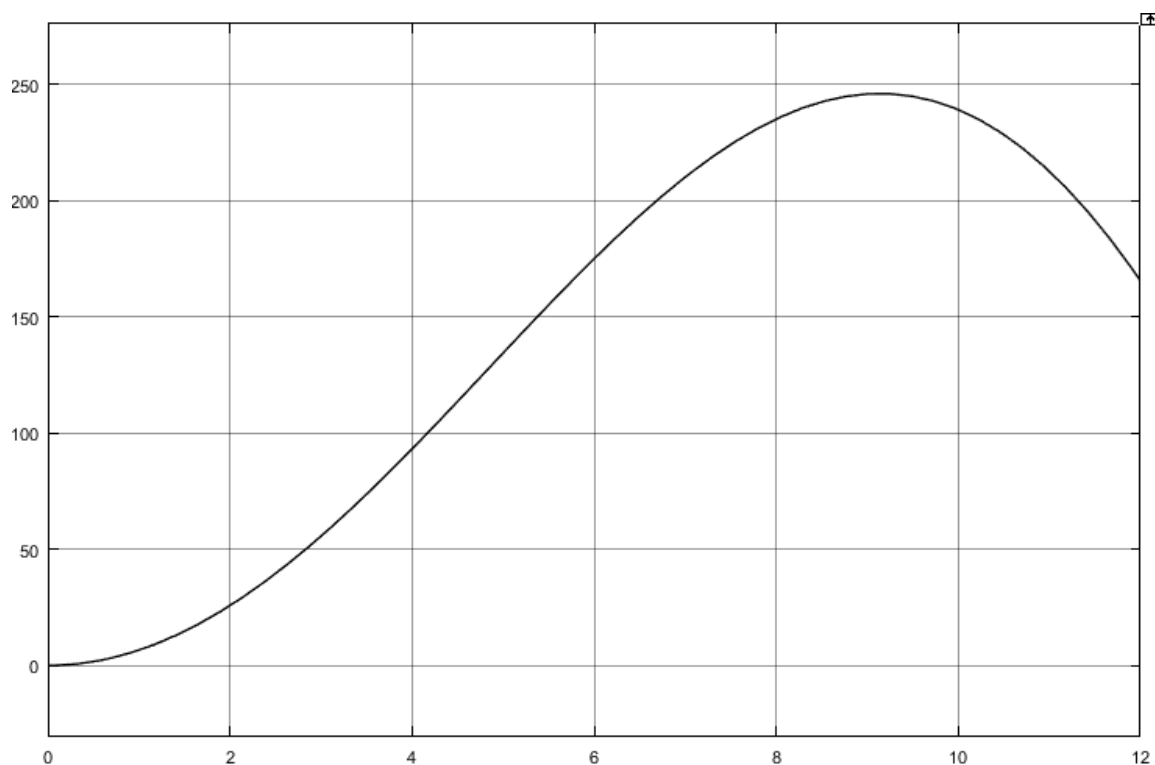


Рисунок 6 – График зависимости скорости V_x от времени на первом участке траектории полета

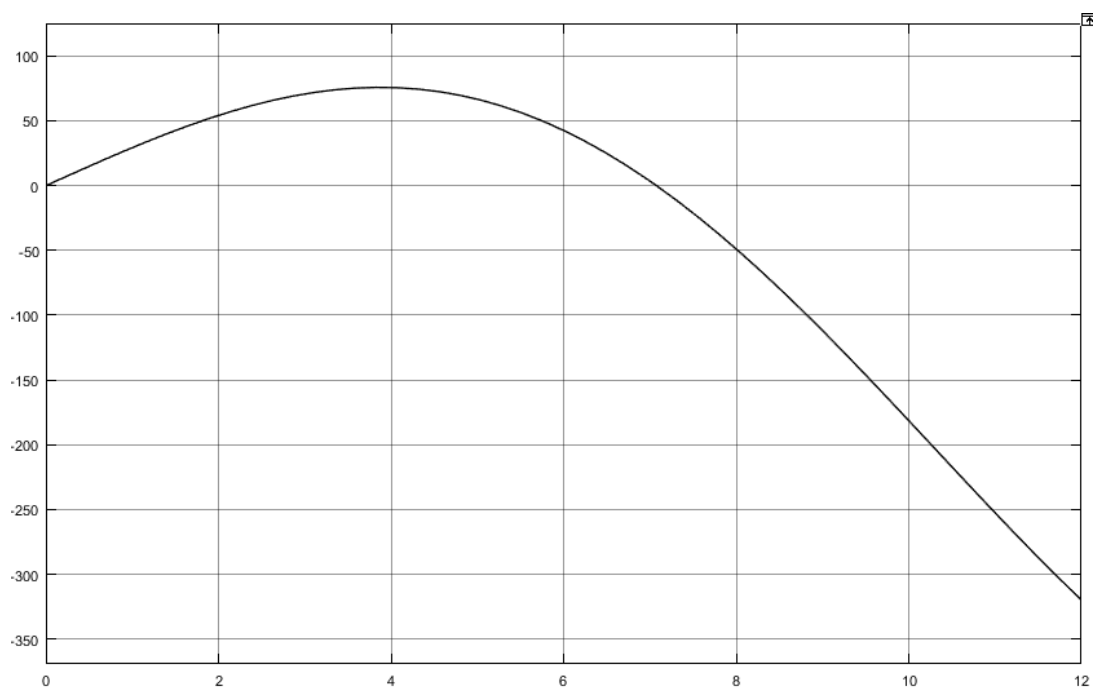


Рисунок 7 – График зависимости скорости V_y от времени на первом участке траектории полета

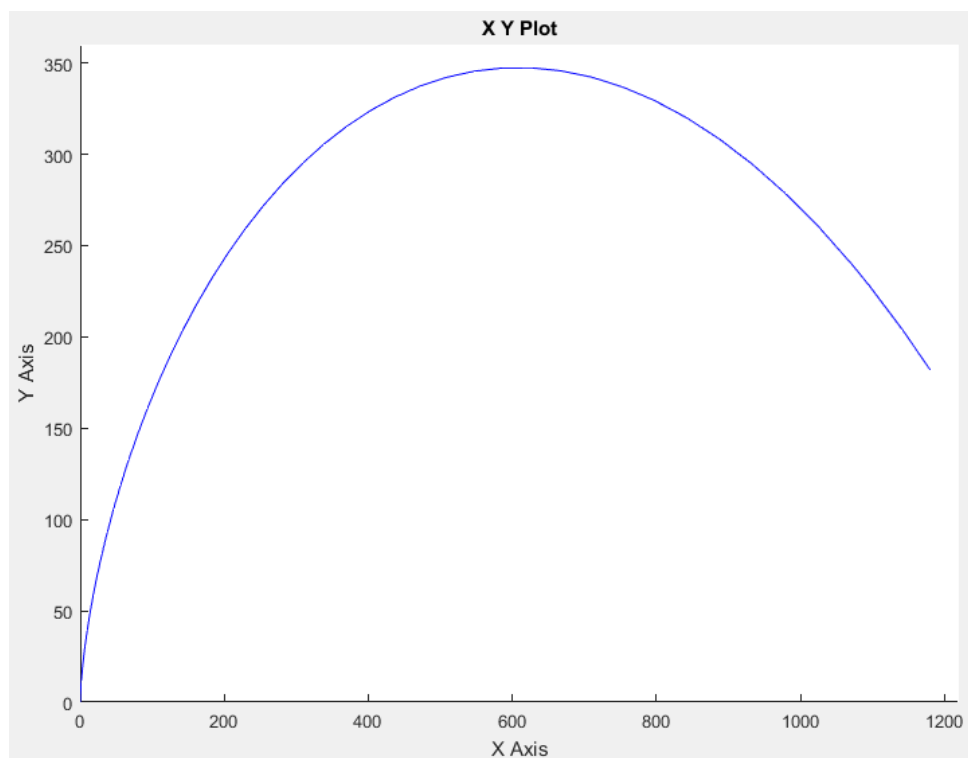


Рисунок 8 – График зависимости высоты полета H (ось Y) и дальности полета S (ось X) на первом участке траектории полета

По рисунку 8 можно сделать вывод, что за время 9,5 с максимальная высота полета ракеты равна $H_{max} = 347,45$ м, высота в конце участка $H_1 = 118,59$ м, дальность полета $S_1 = 1180,27$ м.

На рисунке 9 приведена схема второго участка полета.

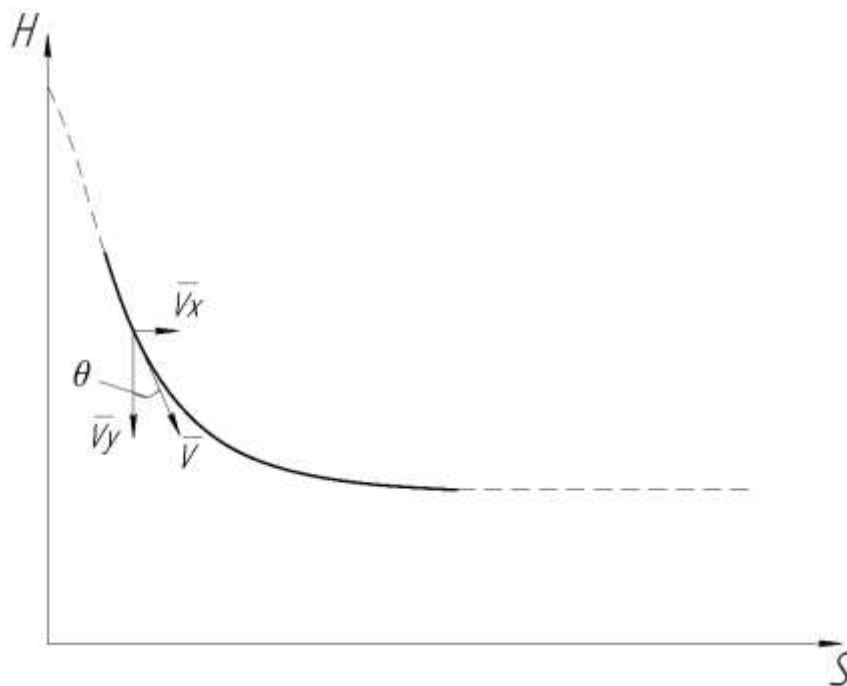


Рисунок 9 – Траектория второго участка полета

Исходя из рисунка 9 скорости V_x и V_y определяются по выражению (3.1). Однако в этом случае угловая скорость ω меняет свое направление, следовательно, при моделировании она берется с обратным знаком.

К началу второго участка полета ракета достигла маршевой скорости 285 м/с. в таком случае дальнейший полет будет совершаться при постоянной скорости, т.е. ускорение ракеты равно 0. Начальными условиями для моделирования второго участка полета данные в конце траектории первого участка. Следовательно, высота полета в начале траектории второго участка $H_{02} = 118,59$ м, дальность полета $S_{02} = 1180,66$ м. Угол поворота второго участка θ равен:

$$\theta = \theta_1 + \omega_2 t,$$

где $\theta_1 = 2,22$ рад.

Предполагается, что ракета поворачивается на 0,666 рад, т.е. $\theta_2 = 0,666$ рад. Путем моделирования подбирается угловая скорость ракеты ω_2 и время полета на втором участке таким образом, чтобы высота полета в конце траектории была примерно равна 20 м, так как высота полета крылатой ракеты над уровнем моря равна 20-30 м.

После подбора получены следующие значения: угловая скорость ракеты $\omega_2 = -0,36$ рад/с, время полета на втором участке $t = 1,8$ с. Блок-схема модели приведена в приложении Б, на рисунке Б2. На рисунках 10, 11 и 12 приведены графики зависимости дальности полета S_2 от времени, высоты полета H_2 от времени и график траектории полета ракеты (зависимость высоты полета H_2 и дальности полета S_2) на втором участке траектории полета соответственно.

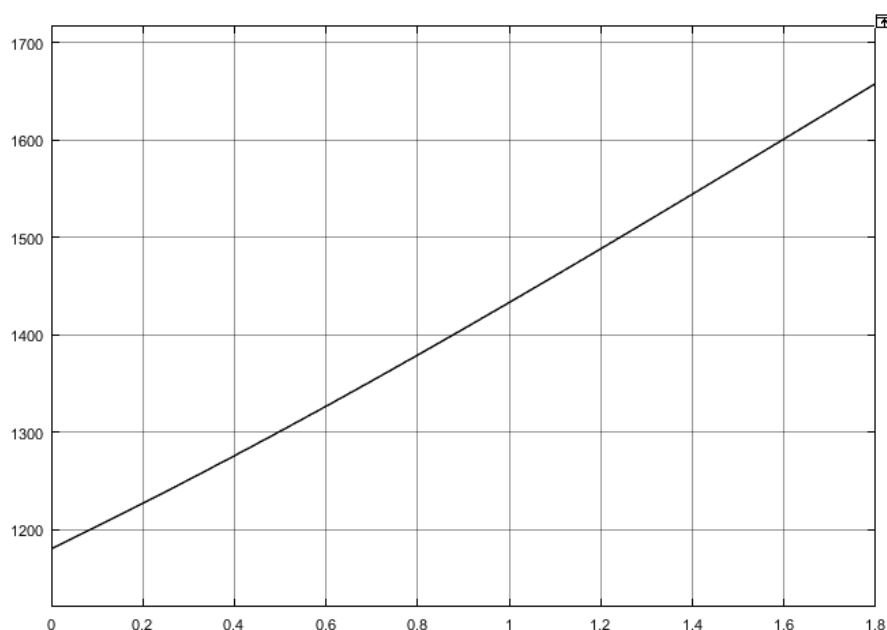


Рисунок 10 – График зависимости дальности полета S_2 от времени на втором участке траектории полета

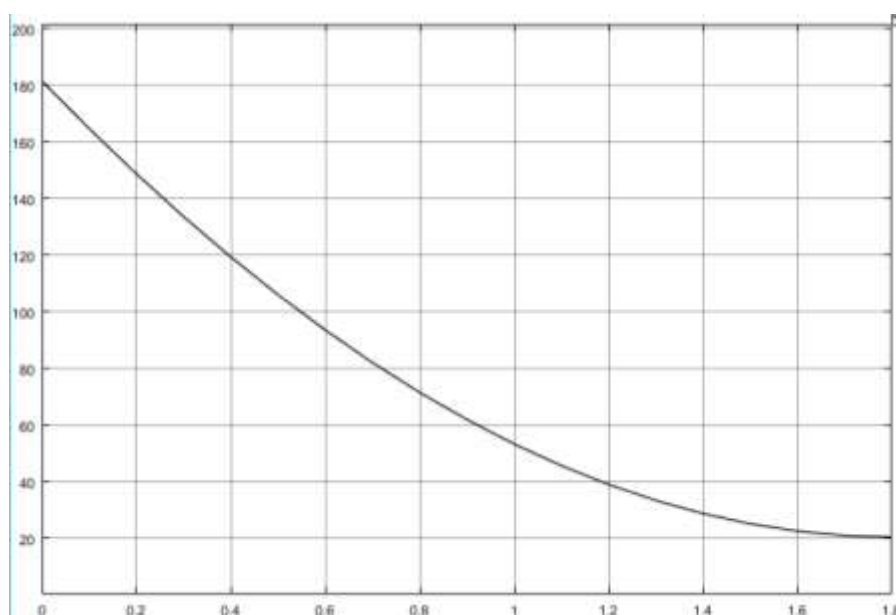


Рисунок 11 – График зависимости высоты полета H_2 от времени на втором участке траектории полета

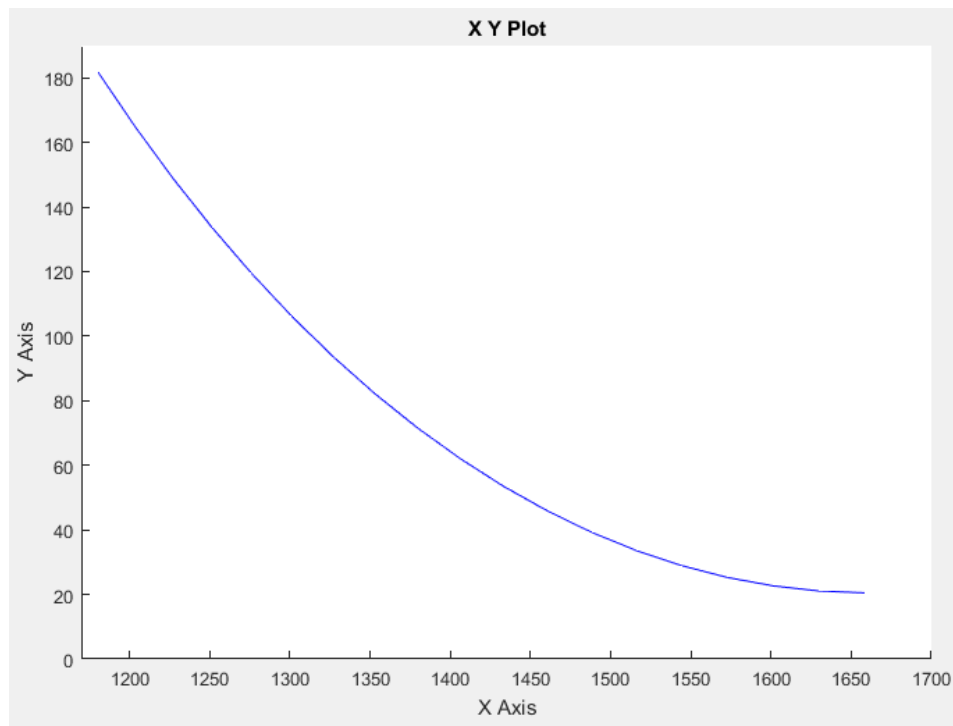


Рисунок 12 – График зависимости высоты полета H (ось Y) и дальности полета S (ось X) на втором участке траектории полета

Из рисунков 11 и 12 можно сделать, что параметры движения подобраны правильно, так как в конце траектории высота полета составляет $H_2 = 20,5$ м. Дальность полета $S_2 = 1658,3$ м.

На рисунке 13 приведена схема третьего участка полета.



Рисунок 13 – Траектория второго участка полета

На данном участке ракета летит с постоянной прямолинейной скоростью $V = 285$ м/с. Начальными условиями для моделирования второго участка полета данные в конце траектории первого участка. Следовательно, высота полета в начале траектории второго участка $H_{03} = 20,5$ м, дальность полета $S_{03} = 1658,3$ м. Максимальная дальность полета $S_{max} = 3 \cdot 10^5$ м. Блок-схема модели приведена в приложении Б, на рисунке Б3. На рисунке 14 приведен график траектории полета ракеты (зависимость высоты полета H_3 и дальности полета S_3) на третьем участке траектории полета.

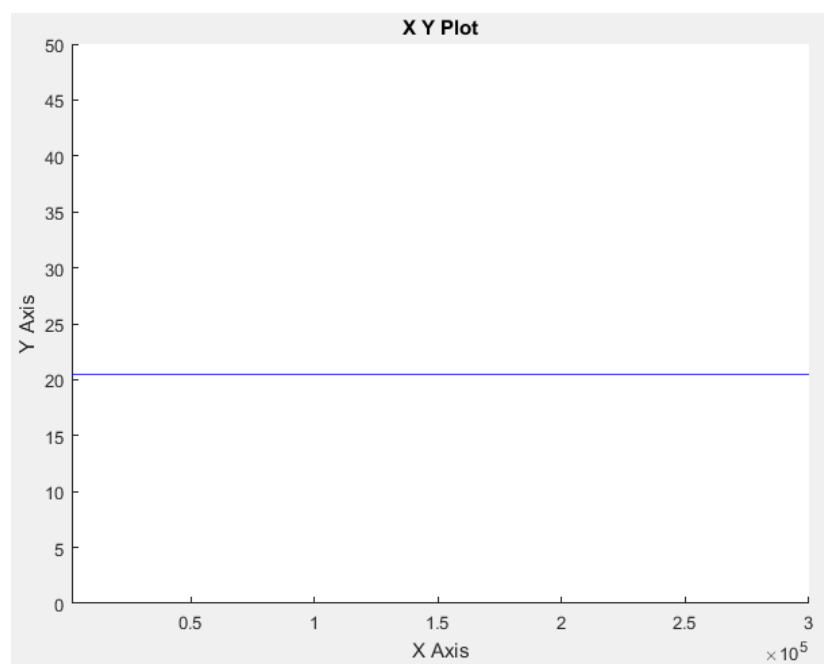


Рисунок 14 – График зависимости высоты полета H (ось Y) и дальности полета S (ось X) на третьем участке траектории полета

По рисунку 14 видно, высота полета ракеты на третьем конечном участке $H_3 = 20,5$ м, дальность полета $S_3 = 300$ км. По результатам моделирования ракета достигает цели за время 1056 секунд или 17,6 минуты.

Далее в пакете Mathlab Simulink, используя блоки Clock и Switch, моделируется график траектории всего полета. Блок-схема модели приведена в приложении Б на рисунке Б4. На рисунке 15 приведен график общей траектории полета ракеты (зависимость высоты полета H и дальности полета S). Для наглядности приведен участок при $t = 14$ с и дальности полета $S = 2500$ м.

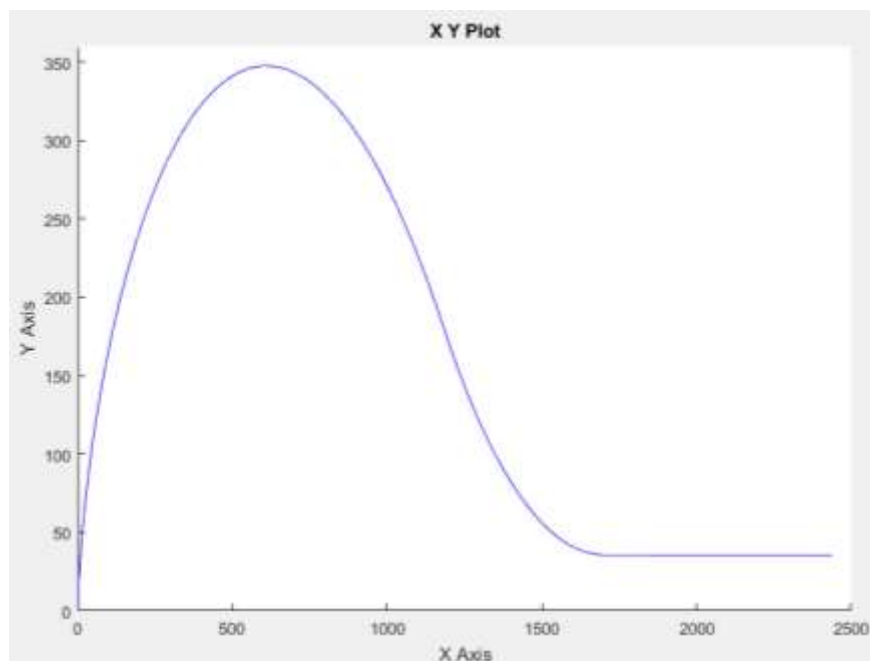


Рисунок 15 – Общая траектория полета крылатой ракеты

Выводы по главе: в третьей главе производилось моделирование траектории полета крылатой ракеты. Траектория разбита на 3 участка, каждый из которых моделируется и исследуется отдельно. По результатам моделирования получены следующие значения: дальность полета ракеты $S = 300$ км, максимальная высота полета над уровнем моря $H_{max} = 347,45$ м, высота полета над уровнем моря $H = 20,5$ м, общее время полета ракеты 1056 секунд или 17,6 минут.

4 ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОЛЕТНОГО ЗАДАНИЯ БИНС

В реальных ракетах полетное задание определяется моментами включения разгонного двигателя, маршевого двигателя, законами изменения углов поворота руля высоты. В выпускной работе полетное задание описывается изменением ускорения ракеты и изменением угловых скоростей.

Алгоритмы БИНС состоят из следующих крупных блоков: алгоритмы ориентации, блока пересчета и навигационного алгоритма. Алгоритм ориентации является одним из главных, так как от этого алгоритма зависит точность выработки параметров ориентации. В данной главе производится моделирование алгоритмов БИНС на примере алгоритма ориентации.

Используя данные второй главы в пакете Matlab Simulink строится модель алгоритма ориентации БИНС с направляющими косинусами. Такой алгоритм основан на решении обобщенного уравнения Пуассона

$$\dot{C} = C[\omega]. \quad (4.1)$$

Кососимметрическая матрица имеет вид

$$[\omega] = \begin{vmatrix} 0 & -\omega_Z & \omega_Y \\ \omega_Z & 0 & -\omega_X \\ -\omega_Y & \omega_X & 0 \end{vmatrix}.$$

Так как рассматривается случай с плоским движением, то $\omega_X = \omega_Y = 0$, $\omega_Z \neq 0$. Величина ω_Z зависит от определенного участка траектории полета, которые определены в третьем разделе.

Так как $\omega_X = \omega_Y = 0$, то из выражения (2.24) остаются следующие параметры:

$$\dot{c}_{21} = c_{22}\omega_Z, \quad \dot{c}_{22} = -c_{21}\omega_Z, \quad (4.2)$$

где c_{21} и c_{22} – коэффициенты матрицы C из выражения (2.7). Так как в данном случае присутствует только угол тангажа θ , $c_{21} = \sin \theta$ и $c_{22} = \cos \theta$. Блок-схема направляющих косинусов в пакете Matlab Simulink приведена на рисунке 16.

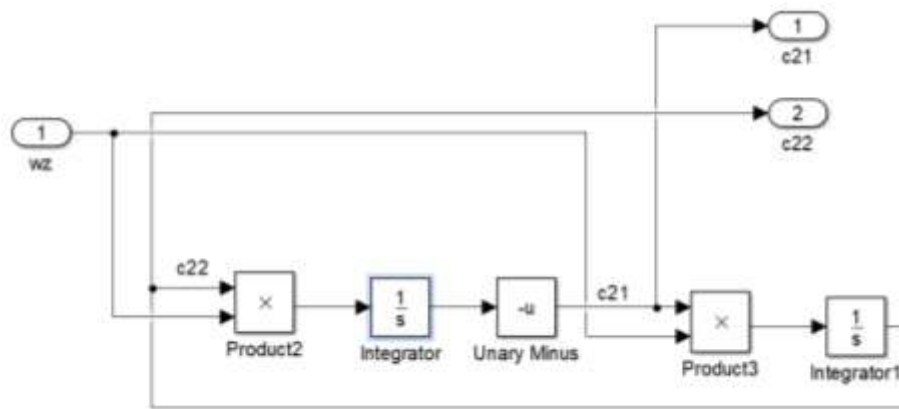


Рисунок 16 – Блок-схема реализации направляющих косинусов

Параметры $\sin \theta$ и $\cos \theta$ реализуются путем установки начальных условий 0 и 1 в интеграторах, которые приведены на рисунке 22. Входным условием является угловая скорость ω_z , определенная в разделе 3 и значение которой меняется в зависимости от времени с помощью блока Switch. Блок-схема реализации угловой скорости приведена на рисунке 17.

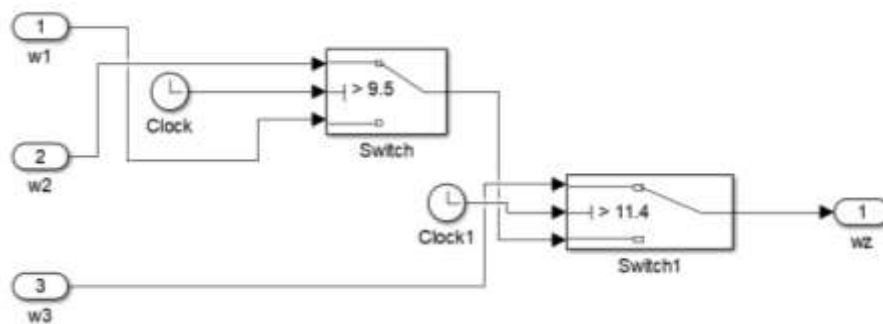


Рисунок 17 – Блок-схема реализации угловой скорости

Такая же операция с блоком Switch прodelывается с заданием ускорения a . После достижения скорости 285 м/с по истечении времени 9,5 с ускорение обнуляется. На рисунке 18 приведена блок схем алгоритма ориентации БИНС крылатой ракеты. Интегрирование производится методом Рунге-Кутта с шагом интегрирования 0.1 с.

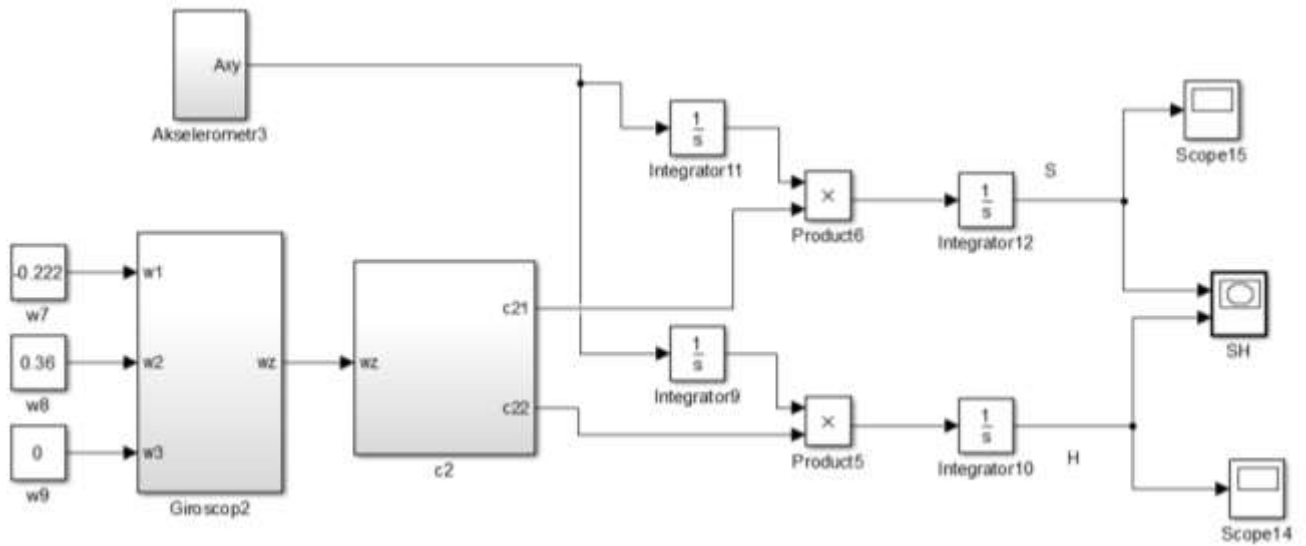


Рисунок 18 – Алгоритм ориентации БИНС

На рисунках 19-21 приведены результаты моделирования, а именно зависимость пройденного пути S от времени, высоты полета H от времени и траектория полета ракеты за время 16 с соответственно.

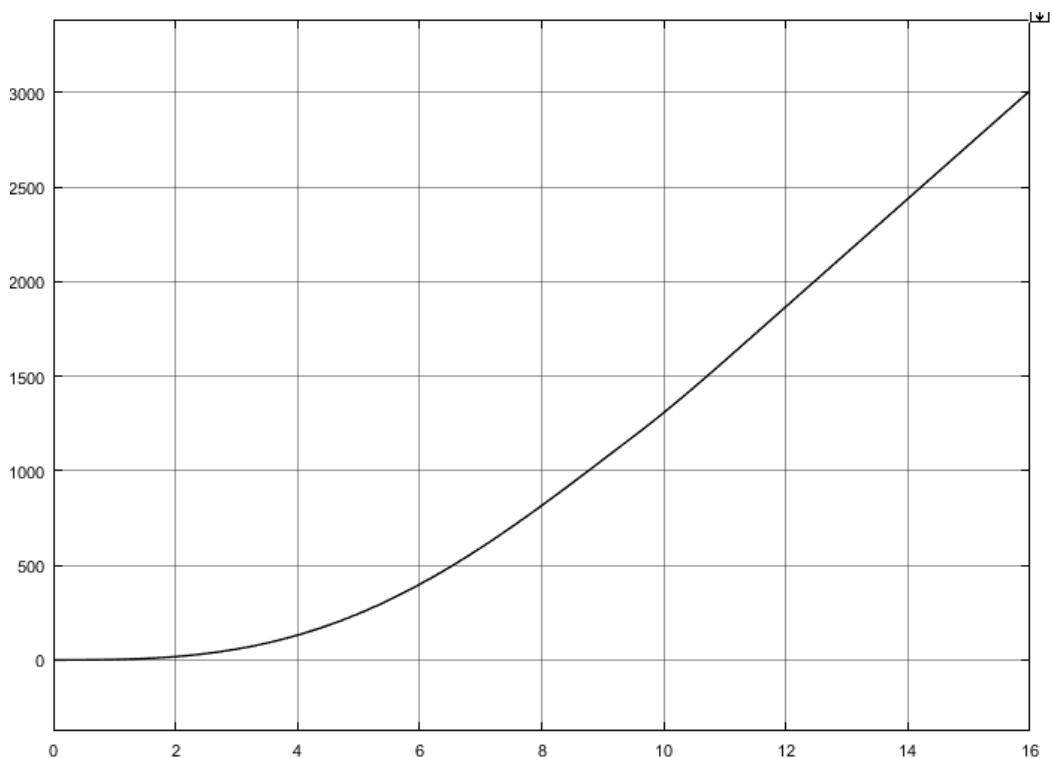


Рисунок 19 – График зависимости пройденного пути S от времени

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

24.04.02.2019.210.00 ПЗ

Лист

44

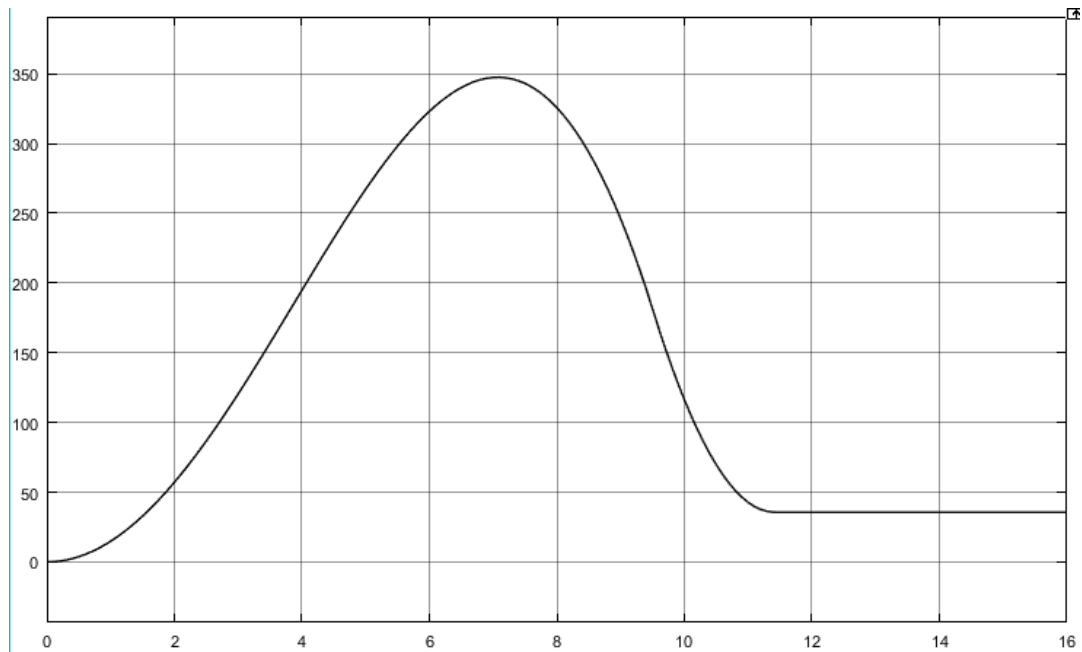


Рисунок 20 – График зависимости высоты полета H от времени

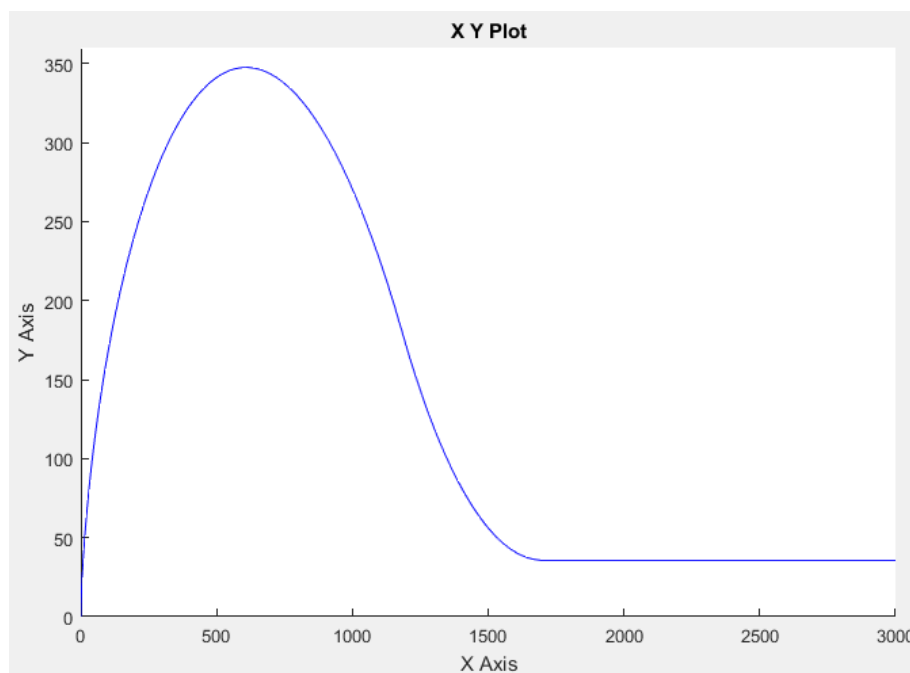


Рисунок 21 – Траектория полета крылатой ракеты

Далее необходимо определить погрешности БИНС. Погрешности, вызванные неточной начальной выставкой вертикали, ошибками акселерометра и дрейфом гироскопов определяются из выражений (2.28), (2.32) и (2.42) соответственно.

Рассматривается выражение (2.28) для ошибки выставки вертикали. Во втором разделе определено общее время полета ракеты, равное $t = 1056$ с. После разложения $\cos \omega_0 t$ в ряд Тейлора, выражение (2.28) примет вид

$$\Delta S_1 = \beta_0 R_3 \frac{\omega_0^2 t^2}{2}.$$

В полученном выражении $R_3 = 6,371 \cdot 10^6$ м, $\Delta S_1 = 150$ м. Следовательно, ошибка, вызванная неточностью начальной выставки вертикали, равна:

$$\beta_0 = \frac{2\Delta S_1}{R_3 \omega_0^2 t^2} = \frac{2 * 150}{6,371 \cdot 10^6 * (1,24 \cdot 10^{-3})^2 * 1056^2} = 3,2 \cdot 10^{-6} (\text{рад/с}) =$$

$$= 0,11 \text{ угл. мин}$$

Для определения ошибки, вызванной погрешностью акселерометра, рассматривается выражение (2.32), которая после разложения $\cos \omega_0 t$ в ряд Тейлора имеет вид:

$$\Delta S_2 = \frac{\delta_a t^2}{2},$$

где $\Delta S_2 = 50$ м.

Следовательно, погрешность акселерометра равна:

$$\delta_a = \frac{2\Delta S_2}{t^2} = \frac{2 * 50}{1056^2} = 1,04 \cdot 10^{-4} g.$$

Ошибка, вызванная дрейфом гироскопа, определяется из соотношения (2.42). Разложив $\sin \omega_0 t$ в ряд Тейлора, получается:

$$\Delta S_3 = \frac{\omega_{др} R_3 \omega_0^2 t^3}{6},$$

где $\Delta S_3 = 50$ м.

Тогда дрейф гироскопа равен:

$$\omega_{др} = \frac{6\Delta S_3}{R_3 \omega_0^2 t^3} = \frac{6 * 50}{6,371 \cdot 10^6 * (1,24 \cdot 10^{-3})^2 * 1056^3} = 2,6 \cdot 10^{-8} (\text{рад/с}) =$$

$$= 0,005 \text{ }^\circ/\text{час}.$$

После определения ошибок можно выбрать чувствительные элементы БИНС из таблиц 1.1 и 1.2 из первого раздела. Погрешность акселерометра $\delta_a = 1,04 \cdot 10^{-4} g$, следовательно, исходя из таблицы 1.2 в качестве акселерометра можно выбрать маятниковый компенсационный акселерометр ВА.2.1 металлическим подвесом разработки ЗАО НПО «Электрооптика», у которого смещение нуля составляет $< 6 \cdot 10^{-3} g$.

					24.04.02.2019.210.00 ПЗ	Лист
						46
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		

Вычисленная погрешность гироскопа (дрейф) равен $\omega_{др} = 0,005 \text{ }^\circ/\text{час}$. В таком случае из таблицы 1.1 в качестве гироскопа можно выбрать ТВГ-4 разработки Раменского приборостроительного конструкторского бюро (РПКБ), у которого случайный дрейф составляет $0,003 - 0,005 \text{ }^\circ/\text{час}$.

3D-модель выбранного ТВГ приведена на рисунке 22. Конструкция БИНС с выбранными датчиками измерения угла и ускорения представлена на рисунке 23. Сборочный чертеж приведен в приложении А.

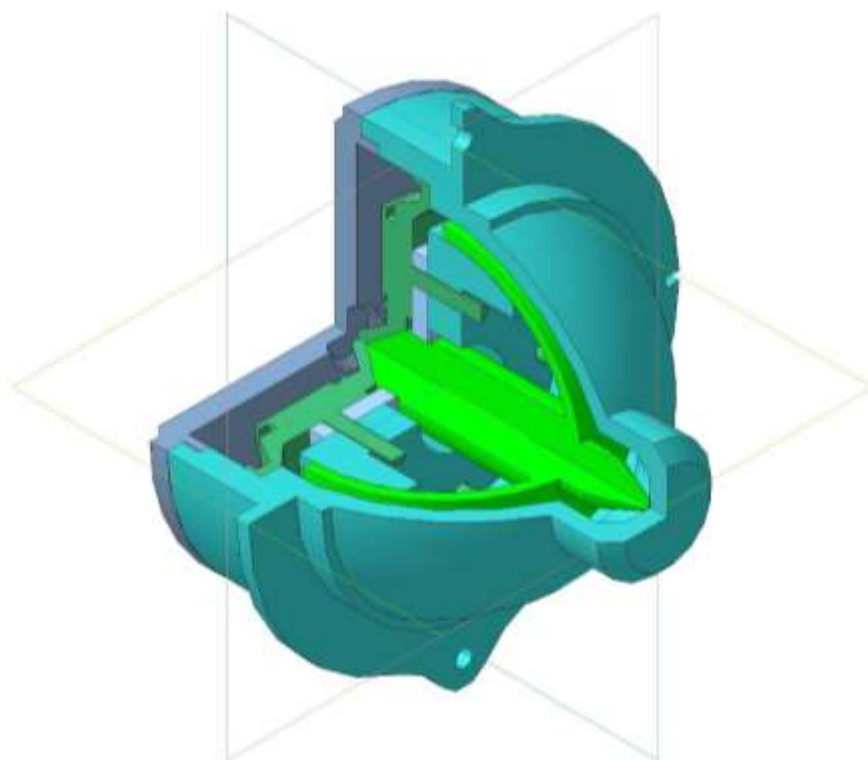


Рисунок 22 – 3D-модель ТВГ

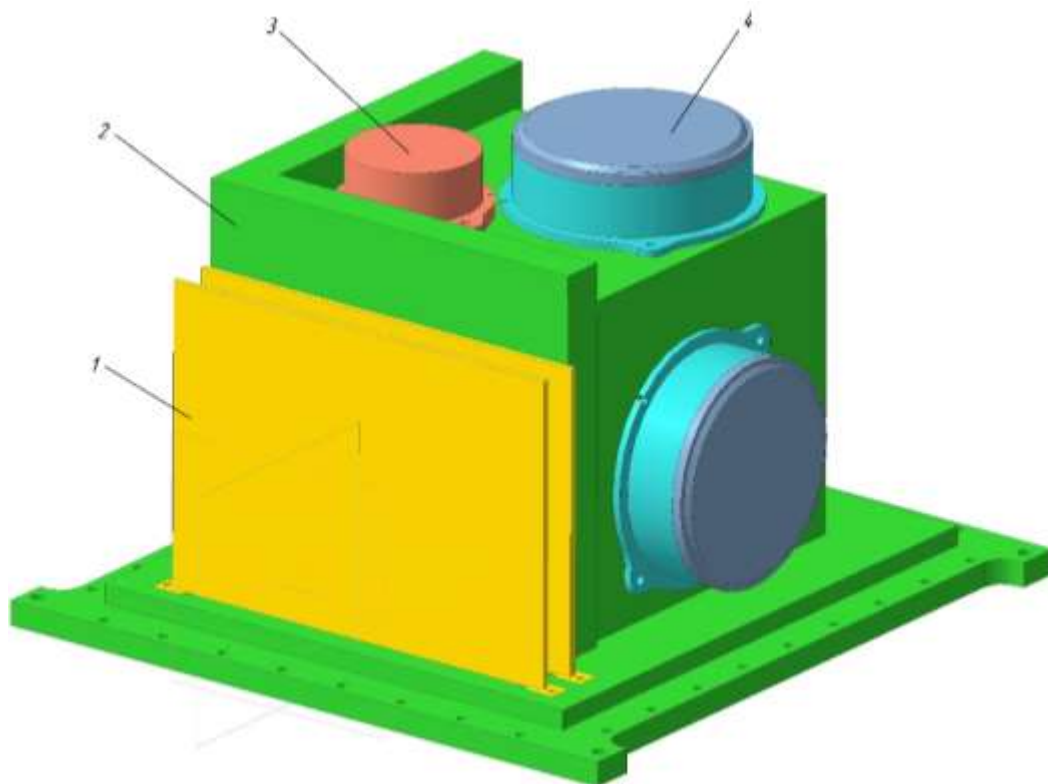


Рисунок 23 – Конструкция БИНС с ТВГ и акселерометрами

На рисунке 23: 1 – блок печатных плат; 2 – корпус БИНС, на котором непосредственно устанавливаются ТВГ и акселерометры; 3 – акселерометр; 4 – ТВГ

С учетом вычисленных погрешностей, связанных с неточной начальной выставкой, дрейфом гироскопов и ошибками акселерометров, структурная схема канала БИНС будем иметь вид, представленный на рисунке 23.

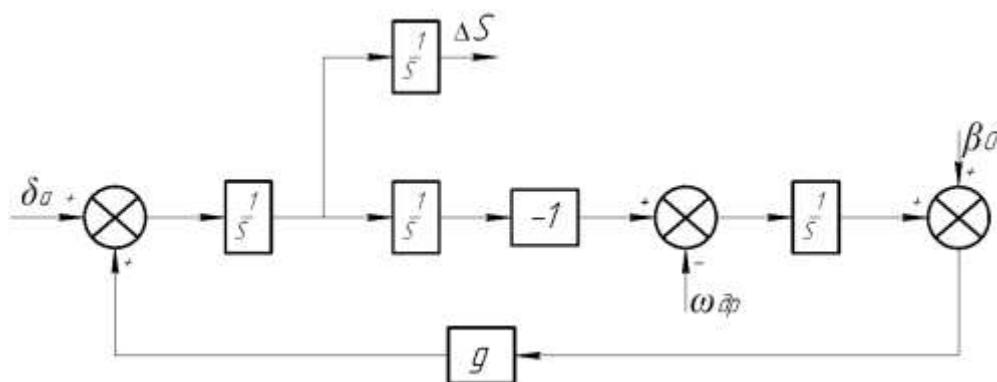


Рисунок 23 – Структурная схема канала БИНС с учетом погрешностей

Модель реализации структурной схемы в пакете Matlab Simulink приведена на рисунке 24. Общая модель БИНС с учетом погрешностей приведена в приложении В на рисунке В1.

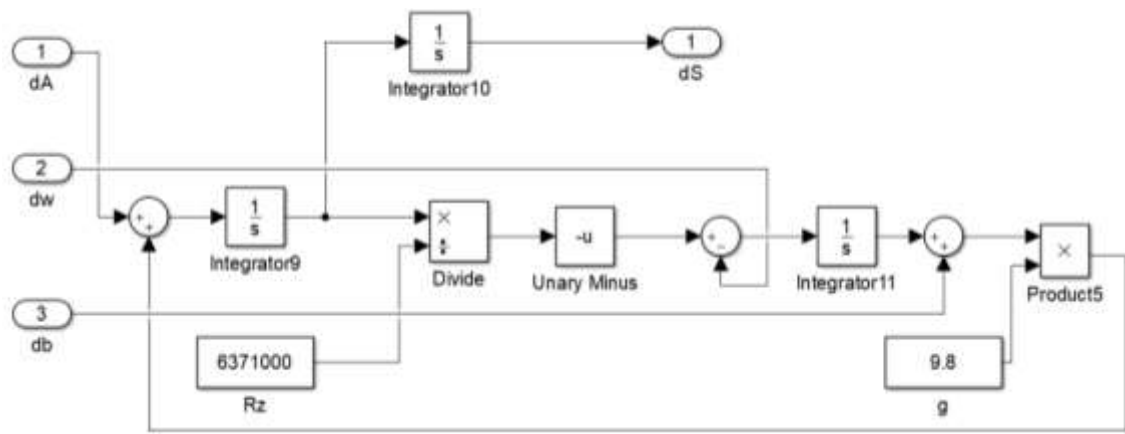


Рисунок 24 – Модель ошибок БИНС в пакете Matlab Simulink

Погрешности β_0 , δ_a и $\omega_{др}$ задаются как случайные погрешности с помощью блока случайных погрешностей нормального распределения Random Number. Данный блок настроен таким образом, чтобы выдавать случайные числа с математическим ожиданием, равным величине погрешности, каждые 0.1 с. Реализация данных погрешностей представлен на рисунке 25.

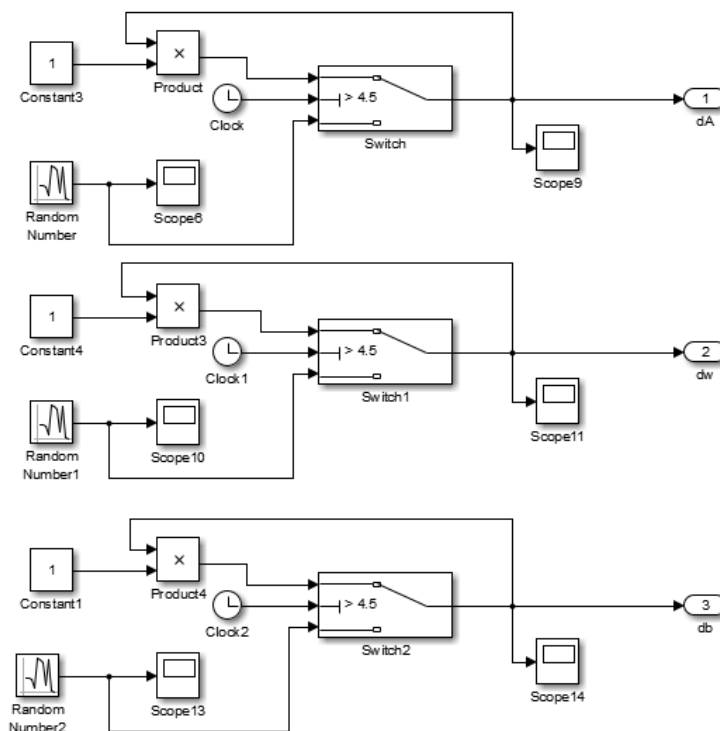


Рисунок 25 – Реализация погрешностей в пакете Matlab Simulink

Задавая каждый раз новое условие в блоке Switch можно получить разные значения погрешности ΔS . В качестве эксперимента на рисунках 26-28 приведены графики зависимости ΔS от времени полета при следующих условиях выбора случайной величины ошибок: при 2 с, 4 с и 6,5 с.

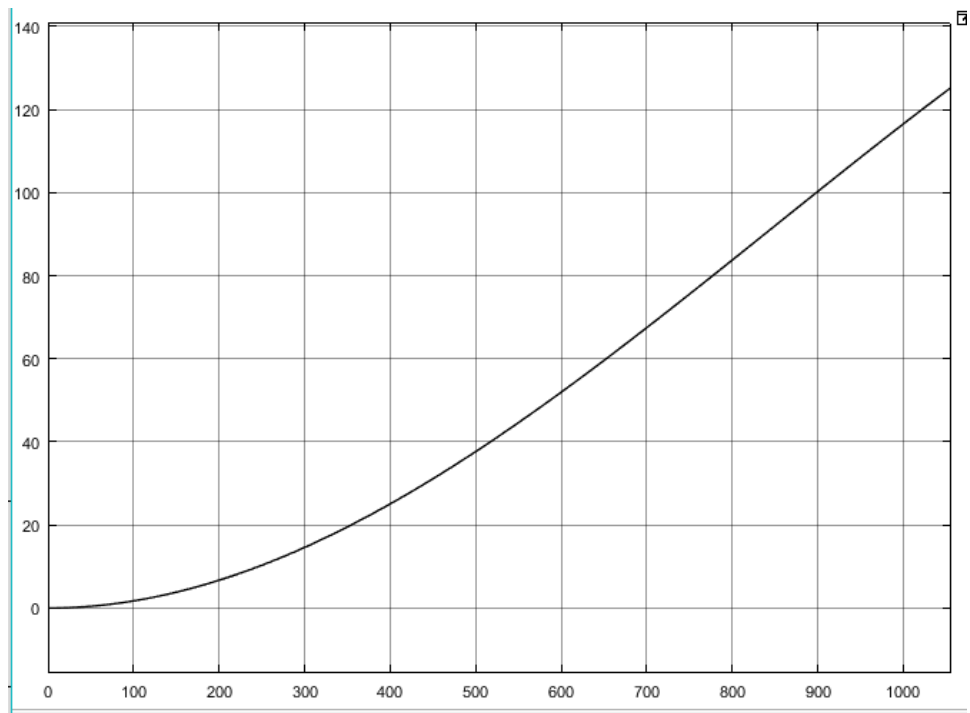


Рисунок 26 – График зависимости ΔS от времени полета при 2 с

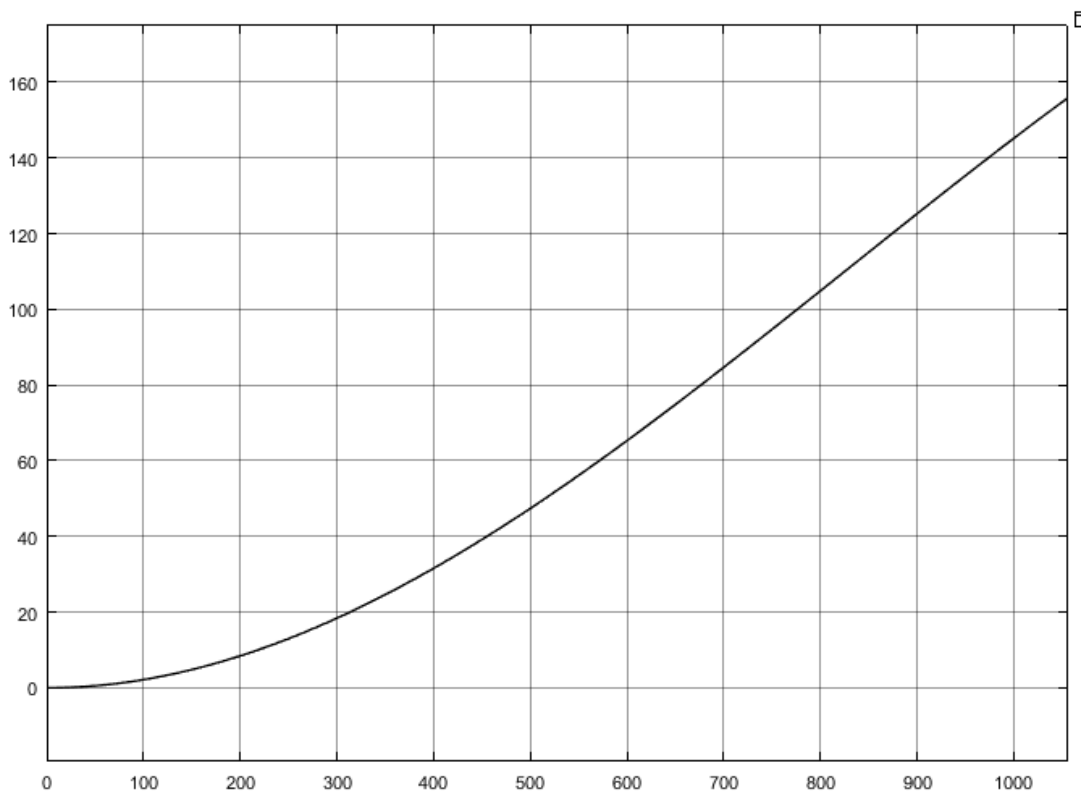


Рисунок 27 – График зависимости ΔS от времени полета при 4 с

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

24.04.02.2019.210.00 ПЗ

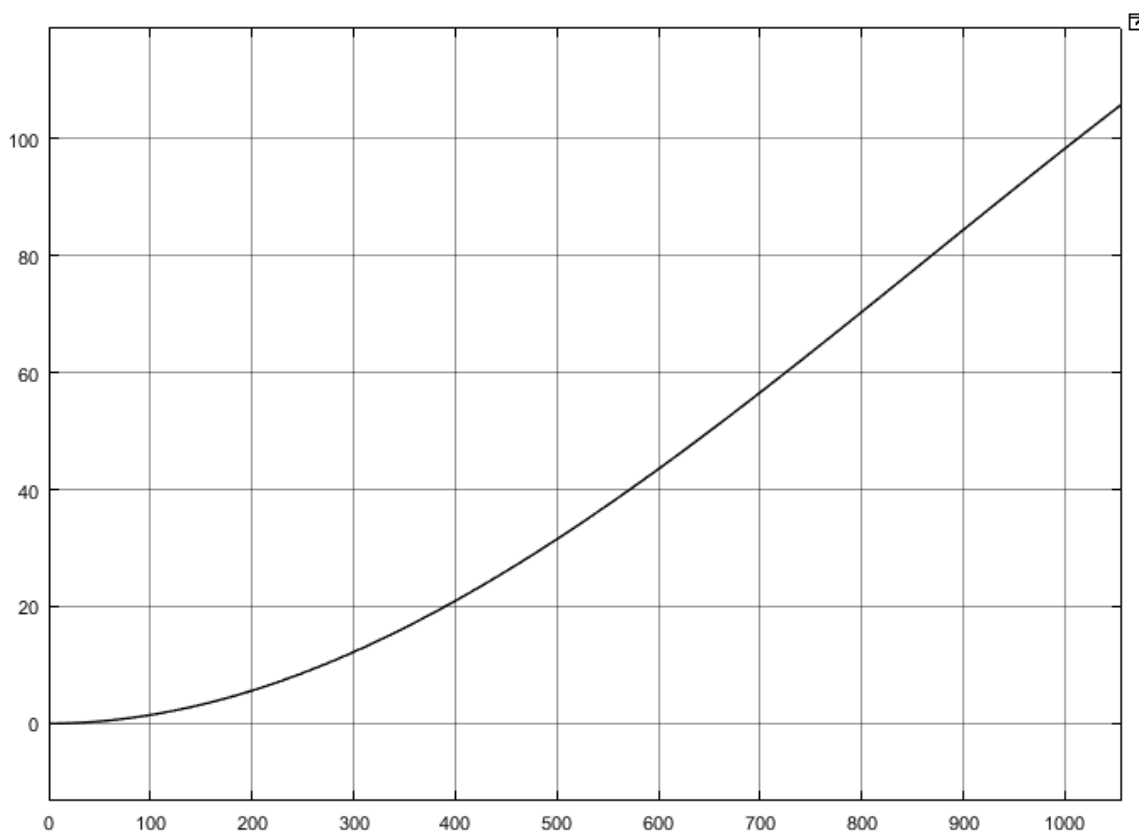


Рисунок 28 – График зависимости ΔS от времени полета при 6,5 с

Из приведенных графиков можно сделать вывод, что при условии 2 с погрешность $\Delta S = 125,3$ м, при 4 с – $\Delta S = 156$ м, а при 6,5 с – $\Delta S = 105,9$ м. Следовательно, величина погрешности меняется в зависимости от заданных условий в блоке Random Number. На рисунке 29 приведен график зависимости расстояния полета от времени с учетом погрешности ΔS при условии 4 с.

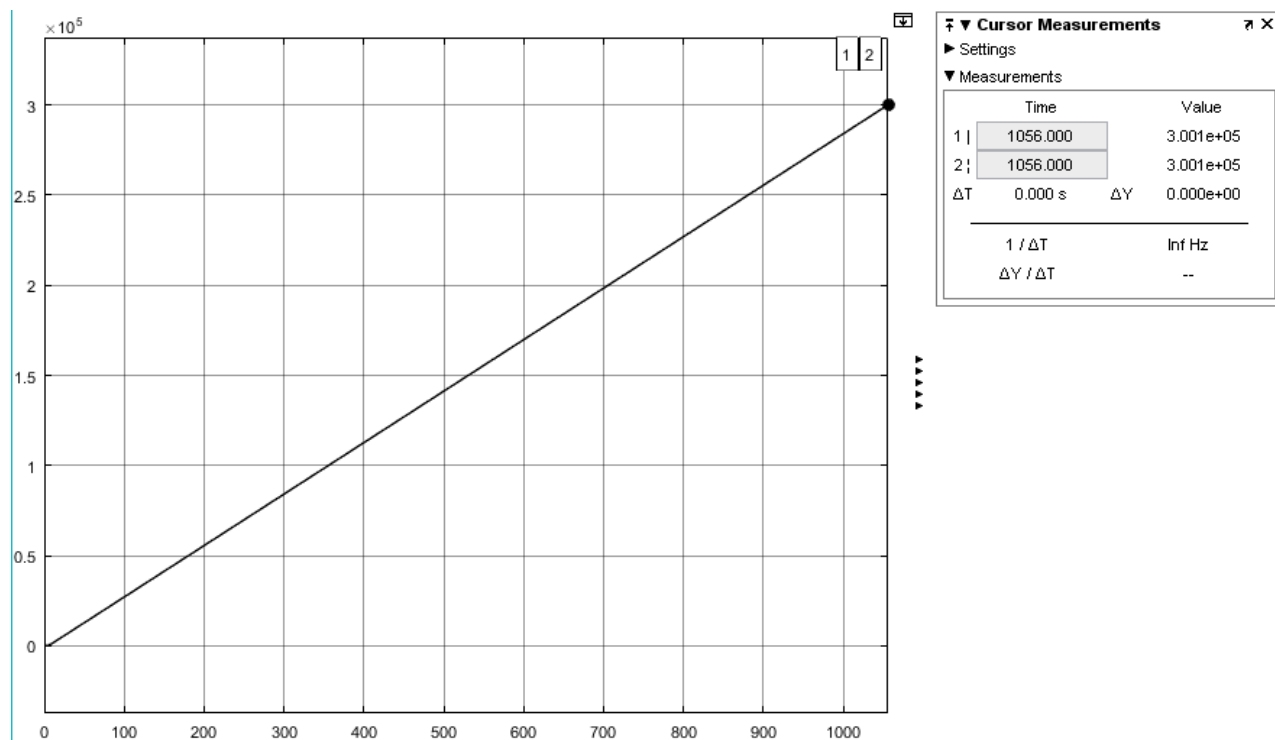


Рисунок 29 – График зависимости расстояния полета от времени полета с учетом погрешности ΔS

Из рисунка 29 видно, что при времени полета 1056 с значение расстояния с учетом погрешности составляет $S = 3,001 \cdot 10^5$ м, следовательно, погрешность составляет примерно 100 м.

В реальных системах измерения чувствительных элементов представляют собой случайные величины, которые изменяют свои значения с течением времени. Случайная величина, меняющиеся с течением времени, называется случайным процессом. Случайный процесс измерений чувствительных элементов называется измерительным шумом. При проектировании инерциальных систем в связи развитием беспилотных летательных аппаратов стоит задача оценивания навигационных параметров во время полета и подавления измерительного шума, тем самым повышения точности измерений. Для решения этой задачи чаще всего используется фильтр Калмана. Фильтр Калмана позволяет восстановить случайные значения входной угловой скорости и ускорения.

Учитывая вычисленные погрешности датчиков в пакете Matlab Simulink с помощью блока Random Number в модели БИНС к показаниям инерциальных датчиков добавляется измерительный шум. Блок Random Number – генератор, который служит для создания случайных величин, распределенных по нормальному закону. Модель с учетом измерительного шума приведена в приложении В на рисунке В1. На рисунках 30 и 31 приведены графики измерения акселерометров и гироскопов в зависимости от времени полета с учетом заданного измерительного шума с дисперсией 1ед и 0,01ед соответственно при условии 9.5 с, то есть на маршевом участке полета.

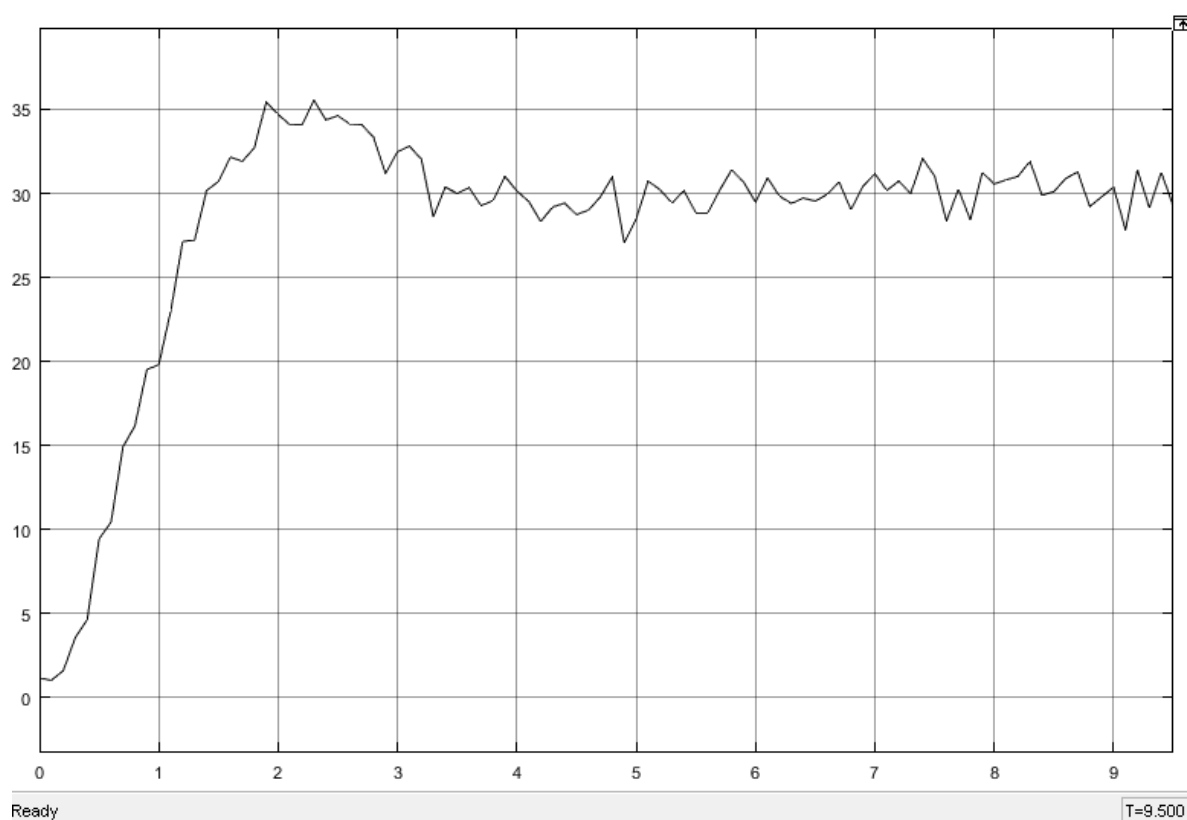


Рисунок 30 – График измерения акселерометра в зависимости от времени полета с учетом измерительного шума

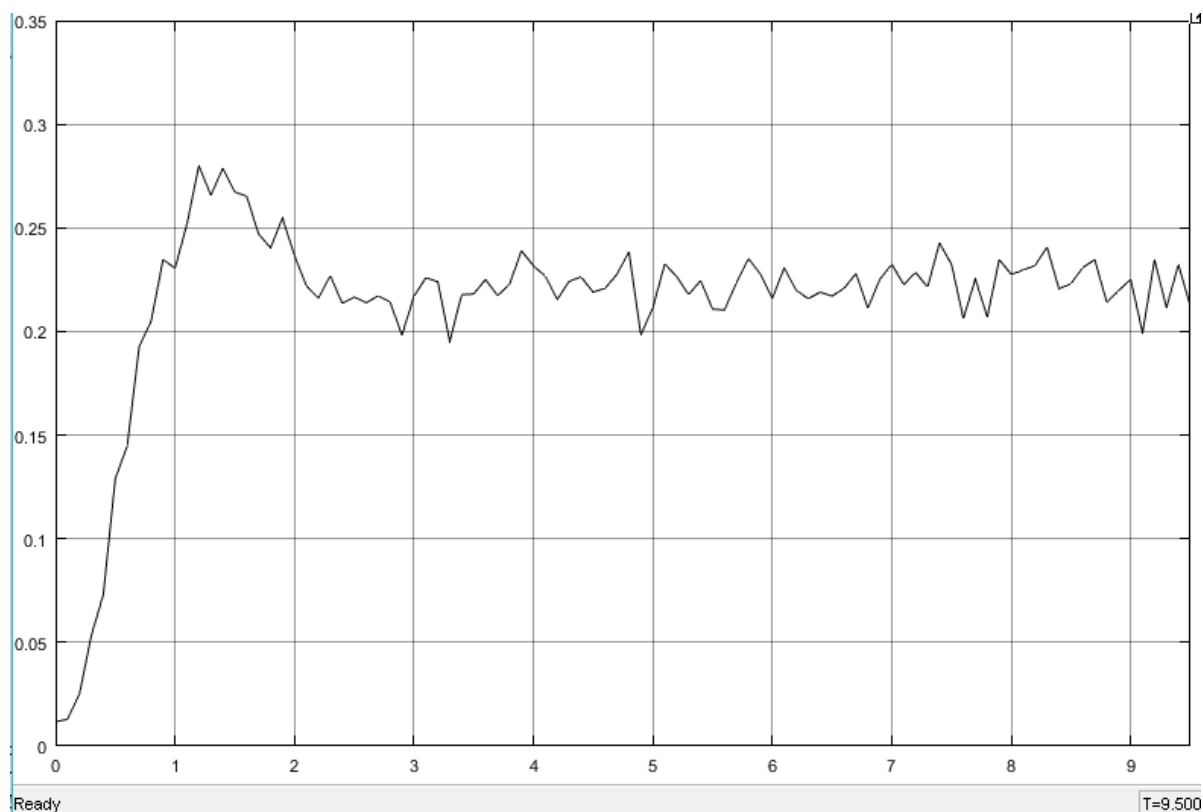


Рисунок 31 – График измерения гироскопов в зависимости от времени полета с учетом измерительного шума

На графиках наблюдается стохастический процесс. Следовательно, для получения информации о переменных состояния будет использоваться фильтр Калмана, так как его преимуществом является то, что он оценивает переменные состояния с учетом случайных воздействий и подавляет измерительный шум. Пусть x – вектор состояния, y – выходной вектор. Тогда фильтр Калмана описывается уравнением [19]

$$\hat{x} = A\hat{x} + K(y - C\hat{x}) \quad (4.1)$$

где A – матрица состояния, K – матрица коэффициентов усиления, C – матрица наблюдения. Вся система наблюдения описывается следующими уравнениями:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= Ax + Bv; \\ y &= Cx + \varepsilon; \\ \hat{x} &= (A - KC)\hat{x} + Ky, \end{aligned} \quad (4.2)$$

где v и ε – некоррелированные стационарные случайные гауссовы процессы типа «белый шум», B – матрица управления. На рисунке 32 показана структурная схема системы с фильтром Калмана.

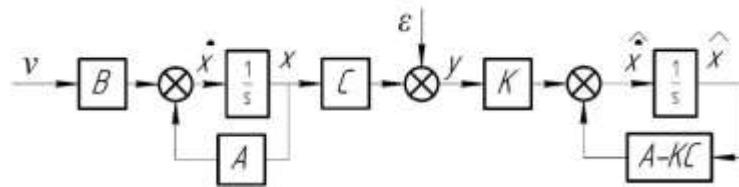


Рисунок 32 – Структурная схема системы, содержащая фильтр Калмана
 Акселерометр и ТВГ можно представить в виде динамической системы второго порядка. Передаточная функция акселерометра имеет вид

$$W_a(p) = \frac{K_a}{T_a^2 p^2 + 2\xi_a T_a p + 1}, \quad (4.3)$$

где K_a – коэффициент передачи, который примем равным 1, T_a – постоянная времени, ξ – относительный коэффициент демпфирования. Учитывая данные, приведенные для акселерометра ВА.2.1 в таблице 1.2, $T_a = 0,6$ с. Примем $\xi_a = 0,5$. Тогда передаточная функция акселерометра равна

$$W_a(p) = \frac{1}{0,36p^2 + 0,6p + 1}.$$

Передаточную функцию можно переписать в виде:

$$T_a^2 \frac{d^2}{dt^2} x + 2\xi_a T_a \frac{d}{dt} x + x = a.$$

Вектор состояния равна:

$$x = \begin{pmatrix} x_0 \\ x_1 \end{pmatrix}.$$

Тогда

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} x_0 &= -\left(\frac{2\xi_a}{T_a} \cdot x_0\right) - \frac{1}{T_a^2} \cdot x_1 - \frac{1}{T_a^2} \cdot a, \\ \frac{d}{dt} x_1 &= 1 \cdot x_0 + 0 \cdot x_1. \end{aligned}$$

В таком случае матрица состояния акселерометра:

$$A_a = \begin{bmatrix} -\frac{2\xi_a}{T_a} & -\frac{1}{T_a^2} \\ 1 & 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -1,667 & -2,778 \\ 1 & 0 \end{bmatrix},$$

матрица управления:

$$B_a = \begin{bmatrix} 0 \\ -\frac{1}{T_a^2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ -2,778 \end{bmatrix},$$

матрица наблюдения:

$$C_a = [0 \quad 1].$$

Время дискретизации измерительного шума принимается равным 0,1 с. Матрица K определяется по уравнению $K = \frac{P}{P+R}$, $P = 1$ ед², а R – дисперсия белого шума, которая задается в блоке Band-Limited White Noise. В данном случае $R = 1^2$ ед.

Передаточную функцию ТВГ в режиме ДУС-а так же можно записать в виде:

$$W_{\Gamma}(p) = \frac{K_M}{T_{\Gamma}^2 p^2 + 2\xi_{\Gamma} T_{\Gamma} p + 1}, \quad (4.4)$$

где $K_M = 4K_{\Gamma}Q/\omega_0$, K_{Γ} – масштабный коэффициент ТВГ, Q и ω_0 – добротность и собственная частота колебаний резонатора. Масштабный коэффициент ТВГ с полусферическим резонатором равен $K_{\Gamma} = 0,3$. Исходя из данных таблицы 1.1 $K_M \approx 2,1$. Постоянную времени примем $T_{\Gamma 1} = 0,4$ с, коэффициент демпфирования $\xi_{\Gamma} = 0,44$. В таком случае матрица состояния ТВГ по методу, описанному для акселерометра:

$$A_{\Gamma} = \begin{bmatrix} -\frac{2\xi_{\Gamma}}{T_{\Gamma}} & -\frac{1}{T_{\Gamma}^2} \\ 1 & 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -2,2 & -6,25 \\ 1 & 0 \end{bmatrix},$$

матрица управления:

$$B_a = \begin{bmatrix} 0 \\ -\frac{1}{T_{\Gamma}^2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ -6,25 \end{bmatrix},$$

матрица наблюдения:

$$C_a = [0 \quad 1].$$

Время дискретизации принимается равным 0,1 с, дисперсия белого шума $R = 0,01^2$ ед.

Реализация самого фильтра в пакете Matlab Simulink производится с помощью стандартного блока Kalman Filter, в котором вводятся параметры необходимых матриц. Модель БИНС с фильтром Калмана приведена в приложении В на рисунке В2. На рисунках 32 и 33 приведены графики зависимостей ошибок датчиков от времени с учетом измерительного шума при включении фильтра Калмана.

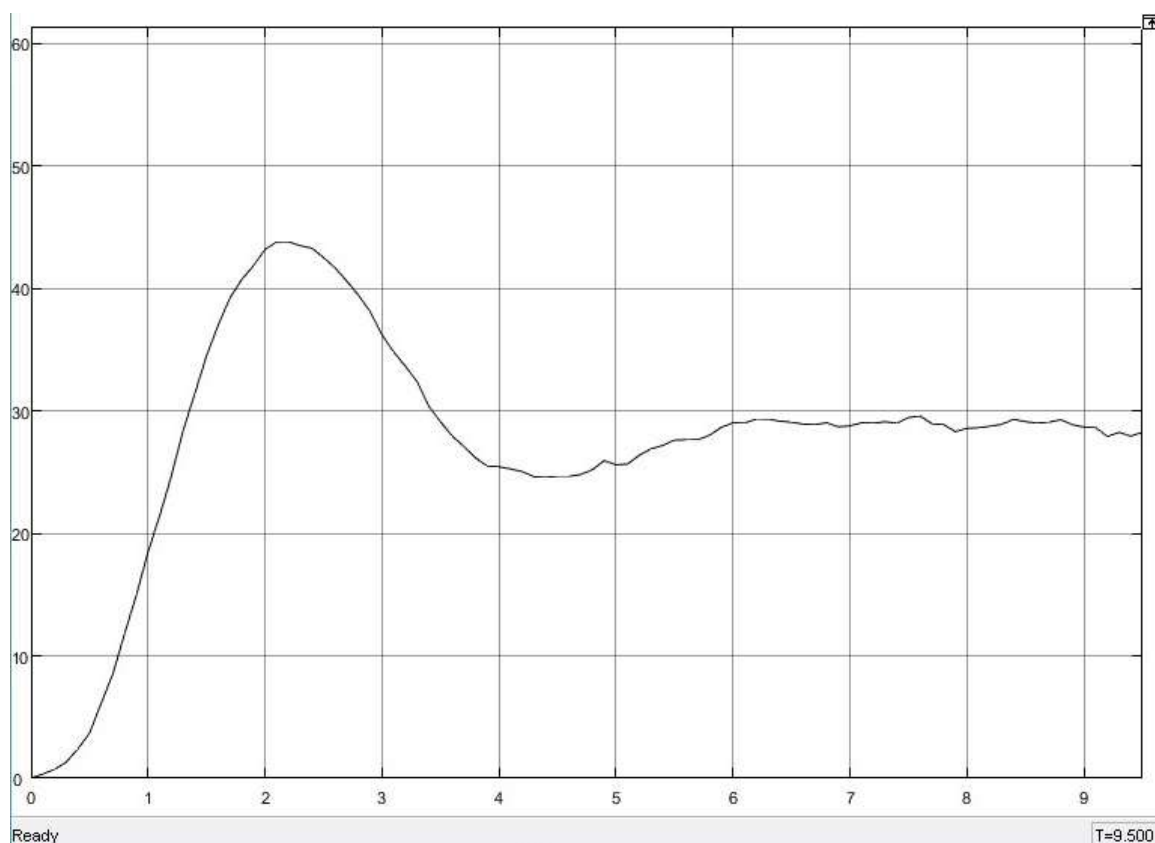


Рисунок 32 – График показаний акселерометра в зависимости от времени полета с учетом измерительного шума при включении фильтра Калмана

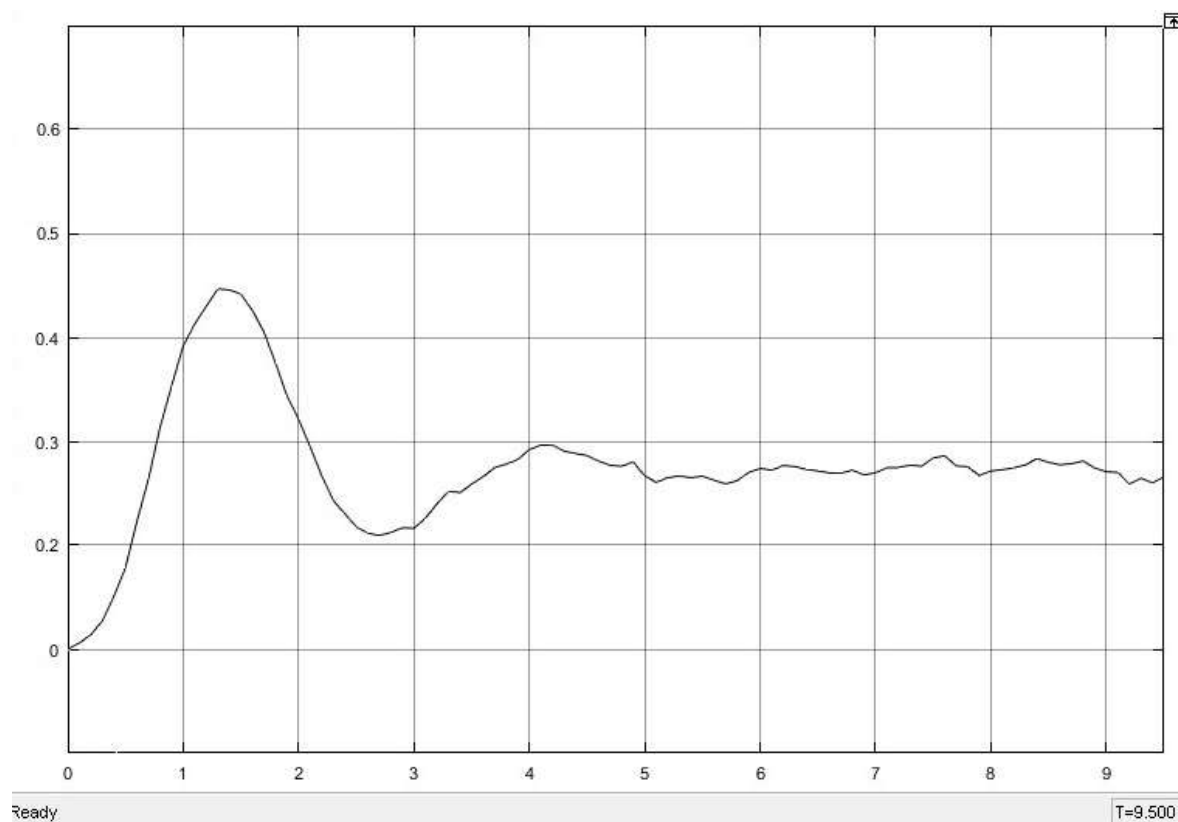


Рисунок 33 – График показаний гироскопа в зависимости от времени полета с учетом измерительного шума при включении фильтра Калмана

Сравнивая рисунки 30 и 32, 31 и 33 можно заметить, что применение фильтра Калмана подавляет измерительный шум акселерометров и гироскопов. Для оценки подавления шума рассчитаны СКО с помощью блока Variance. Таким образом СКО показаний акселерометра до фильтра Калмана $СКО_{a1} = 0,67$, а после фильтра – $СКО_{a2} = 0,33$. Следовательно, фильтр Калмана позволяет подавлять измерительный шум акселерометров на 50,7%. СКО показаний гироскопа до фильтра Калмана $СКО_{г1} = 0,0074$, а после фильтра – $СКО_{г2} = 0,0059$. Следовательно, фильтр Калмана позволяет подавлять измерительный шум акселерометров на 20,3%.

Выводы по главе: построена модель БИНС в пакете Matlab Simulink, которая представляет собой полетное задание для крылатой ракеты морского базирования. Рассчитаны ошибки, вызванные неточной выставкой вертикали, с погрешностью акселерометров и дрейфом гироскопов. Исходя из полученных значений выбраны гироскоп ТВГ-4 и акселерометр ВА.2.1. Спроектирована 3D-модель БИНС и ТВГ. Построена модель БИНС с учетом рассчитанных ошибок и измерительных шумов датчиков. Для сглаживания измерительных шумов применен фильтр Калмана. Сравнительная оценка систем без фильтра и с фильтром позволила сделать вывод о подавлении при помощи фильтра Калмана измерительных шумов акселерометров на 50,7%, а гироскопов – на 20,3%.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Приведен обзор литературы инерциальных систем, проведен анализ технического задания. Приведены современные разработки чувствительных элементов отечественных и зарубежных компаний. После определения погрешностей выбраны следующие чувствительные элементы: в качестве гироскопа ТВГ-4 со случайным дрейфом $\omega_{др} = 0,005 \text{ }^\circ/\text{час}$, в качестве акселерометра – маятниковый компенсационный акселерометр с погрешностью $\delta_a = 1,04 \cdot 10^{-4} g$. По выбранным датчикам в пакете Компас-3D спроектированы 3D-модели ТВГ и БИНС.

Рассмотрены математическая модель БИНС на базе ТВГ и акселерометров и модель ошибок БИНС. Модель алгоритма ориентации БИНС реализована с направляющими косинусами, основанная на решении обобщенного уравнения Пуассона. Погрешность БИНС складывается из ошибки, вызванной неточностью начальной выставки вертикали, равной $\beta_0 = 0,11$ угл. мин, ошибки, вызванной погрешностью акселерометра и ошибки, вызванной дрейфом гироскопа. Полученные величины ошибок говорят о системе высокой точности.

В пакете Mathlab Simulink построена траектория полета ракеты и смоделировано полетное задание. Полетное задание описывается изменением ускорения ($a = 30 \text{ м/с}^2$ в начальный момент) и изменением угловых скоростей, равные $\omega_1 = 0,222 \text{ рад/с}$, $\omega_2 = 0,36 \text{ рад/с}$ и $\omega_3 = 0 \text{ рад/с}$. После моделирования получены следующие результаты:

- общее время полета ракеты $t = 1056 \text{ с} = 17,6 \text{ мин}$;
- максимальная высота над уровнем моря $H_{max} = 347,45 \text{ м}$;
- высота полета над уровнем моря $H = 20,5 \text{ м}$;
- дальность полета $S = 300 \text{ км}$ с погрешностью $\Delta S \approx 150 \text{ м}$.

Рассмотрена система с учетом измерительного шума инерциальных датчиков. Для подавления шума применен фильтр Калмана, который позволяет фильтровать шум от акселерометров на 50,7%, а от гироскопов – на 20,3%.

					24.04.02.2019.210.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		59

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1 Бранец, В.Н. Лекции по теории бесплатформенных инерциальных навигационных систем управления. Учебное пособие. / В.Н. Бранец – М. : "Московский физико-технический институт", 2009. – 302 с.

2 Лысов, А.Н. Теория гироскопических стабилизаторов: учебное пособие / А.Н. Лысов, А.А. Лысова. – Челябинск: Издательский центр ЮУрГУ, 2009. – 117 с.

3 Пельпор, Д.С. Гироскопические системы. Проектирование гироскопических систем. Ч II. Гироскопические стабилизаторы / Д.С. Пельпор – М.: Высшая школа, 1977. – 116 с.

4 Матвеев, В.В. Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем / В.В. Матвеев, В.Я. Располов / СПб.: ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2009. – 280 с.

5 Пат. 2611710 Российская Федерация, МПК Н 01 S 3/083 (2006.01). Бесплатформенная инерциальная навигационная система / С.В. Кудасов. – № 2015150239; заявл. 24.11.2015; опубл. 28.02.2017, Бюл. № 7. – 3 с.

6 Zhou Y., Zhang, C., Zhang, Y., and Zhang, J. A new adaptive square-root unscented Kalman filter for nonlinear systems with additive noise. / Y. Zhou, C. Zhang, Y. Zhang, J. Zhang // Hindawi Publishing Corporation. – 2016. – №67

7 Калаф, В. Новый адаптивный ансцентный фильтр Калмана для сильносвязанной инерциально-спутниковой навигационной системы. / В. Калаф, И Чоуэйб, М. Вайнах // Гироскопия и навигация. – 2017. – №2 (97). – с. 35-51

8 Savage, P.G. Improved Strapdown Inertial System Calibration Procedures, Part 1: Procedures and Accuracy Analysis. Strapdown Associates, Inc. Maple Plain, MN 55359 USA WBN-14020-1. – 2017. – №154

9 Богданов, О.Н. О влиянии задержек в трактах датчиков угловой скорости на точность навигационного решения БИНС. / О.Н. Богданов, А.В. Фомичев // Гироскопия и навигация. – 2018. – №2 (101). – с. 15-28

					24.04.02.2019.210.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		60

10 Борисова, А.Ю. Анализ разработок современных бесплатформенных инерциальных навигационных систем. / А.Ю. Борисова, А. В. Смаль // Инженерный вестник. – 2017. – №5. – С. 50-57

11 Кузнецов, А.Г. Современные бесплатформенные инерциальные навигационные системы двух классов точности. / А.Г. Кузнецов, Б.И. Портнов, Е.А. Измайлов // Труды МИЭА. Навигация и управление летательными аппаратами. – 2014. – № 8. – С. 24-32.

12 Веремеенко, К.К. Анализ состояния разработок интегрированных инерциально-спутниковых навигационных систем. / К.К. Веремеенко, Б.В. Кошелев, Ю.А. Соловьев // Новости навигации. – 2010. – №4. – С. 32-41.

13 Woodman, O.J. An interoduction to inertial navigation // University of Cambridge Laboratory. – 2007. – №696.

14 Соколов, С.В. Основы синтеза многоструктурных бесплатформенных навигационных систем. / С.В. Соколов, В.А. Погорелов. – М.:ФИЗМАТЛИТ, 2009. – 184 с.

15 Оптоэлектронные приборы и компоненты [Электронный ресурс] – Режим доступа: <http://www.optolink.ru/ru/> – Заглавие с экрана.

16 Матвеев, В.В. Инерциальные навигационные системы: Учебное пособие / В.В. Матвеев. – Тула: Изд-во ТулГУ, 2012. – 199 с.

17 Синицын, И.Н. Фильтры Калмана и Пугачева: Учебное пособие. – М.: Университетская книга, Логос, 2006. – 640 с.

18 Красильщиков, М.Н. Современные информационные технологии в задачах навигации и наведения беспилотных маневренных летательных аппаратов. / М.Н. Красильщиков, Г.Г. Себряков. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2009. – 556 с.

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

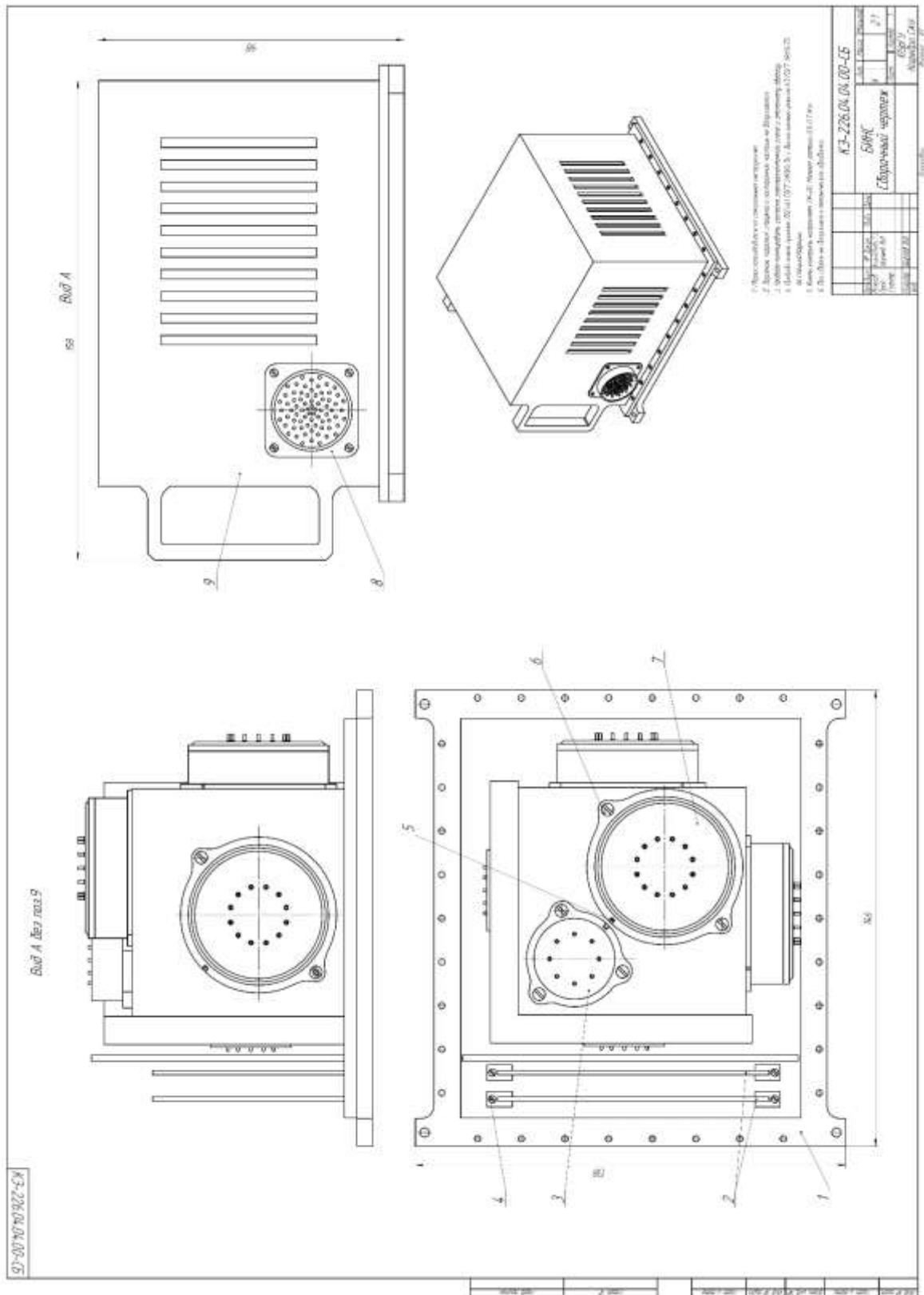
20 Солонина, А.И. Цифровая обработка сигналов. Моделирование в Simulink: учебное пособие / А.И. Солонина. – СПб.: БХВ – Петербург, 2012. – 432 с.

21 Titterton, D. Strapdown Inertial Navigation Technology / D. Titterton, J. Weston // The Institution of Engineering and Technology; 2nd edition – 1997. – 576 pp.

					24.04.02.2019.210.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		61

ПРИЛОЖЕНИЯ

ПРИЛОЖЕНИЕ А



Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

24.04.02.2019.210.00 ПЗ

Лист

62

ПРИЛОЖЕНИЕ Б

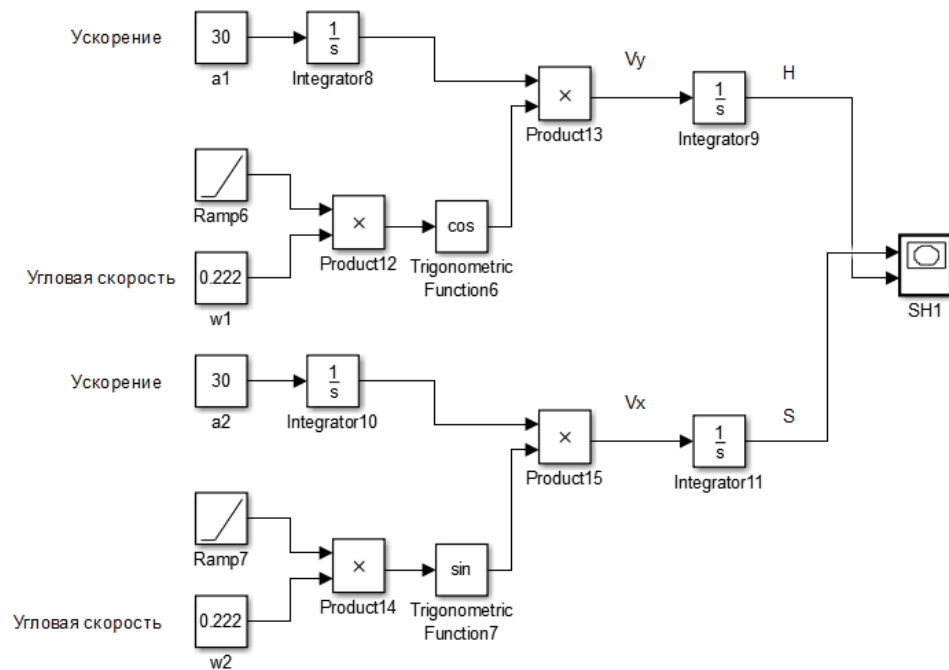


Рисунок Б1 – Блок-схема моделирования первого участка траектории полета

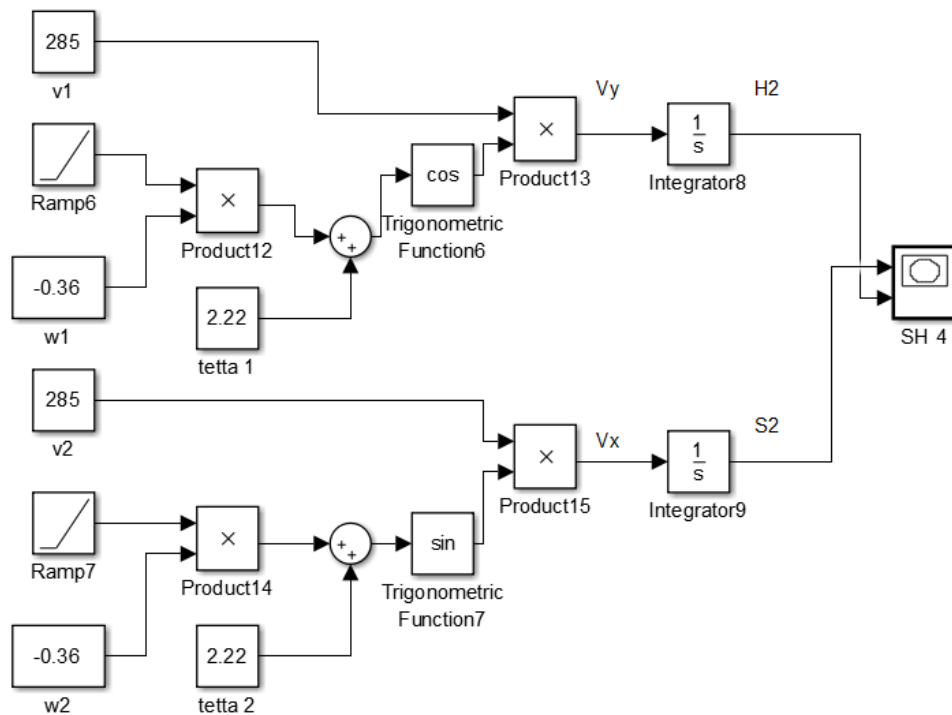


Рисунок Б2 – Блок-схема моделирования второго участка траектории полета

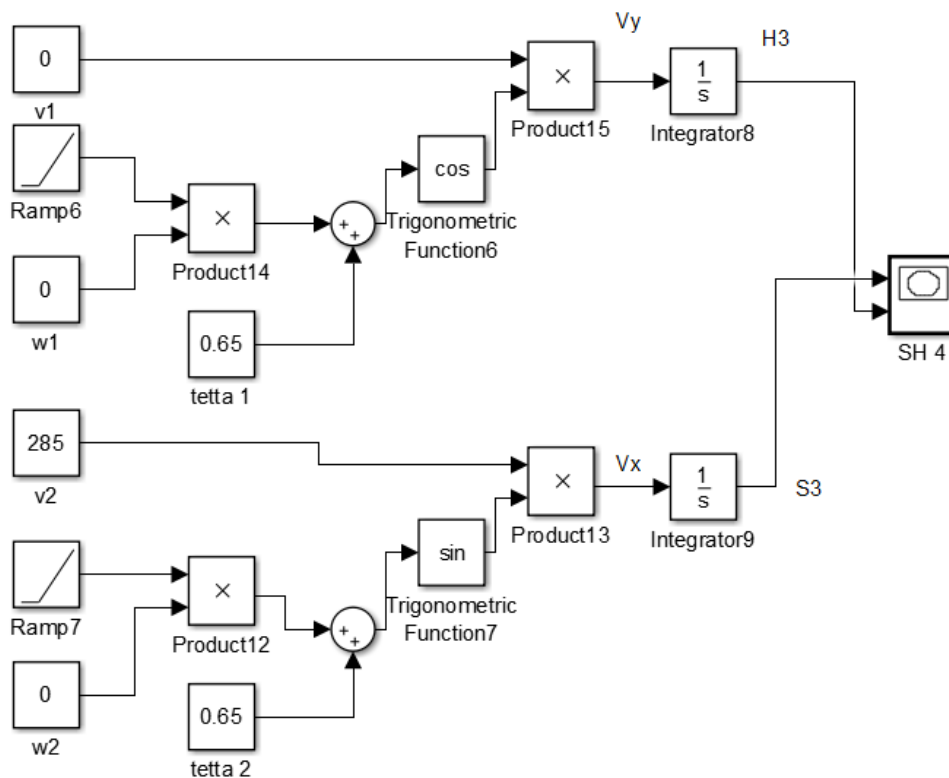


Рисунок Б3 – Блок-схема моделирования третьего участка траектории полета

ПРИЛОЖЕНИЕ В

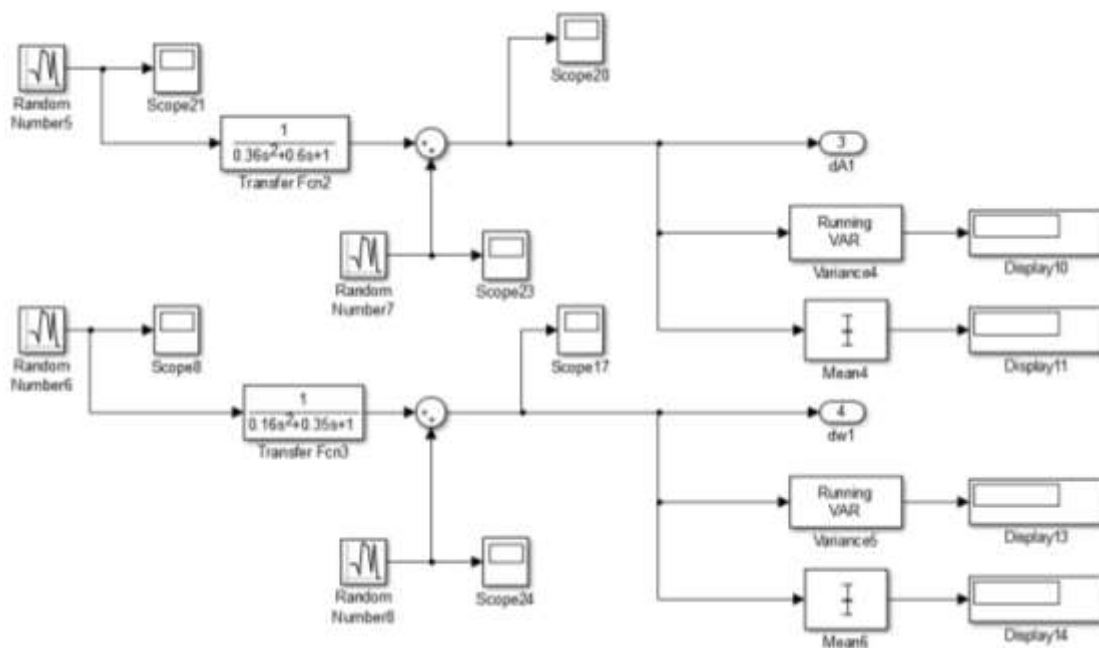


Рисунок В1 – Модель БИНС с учетом погрешностей датчиков измерений

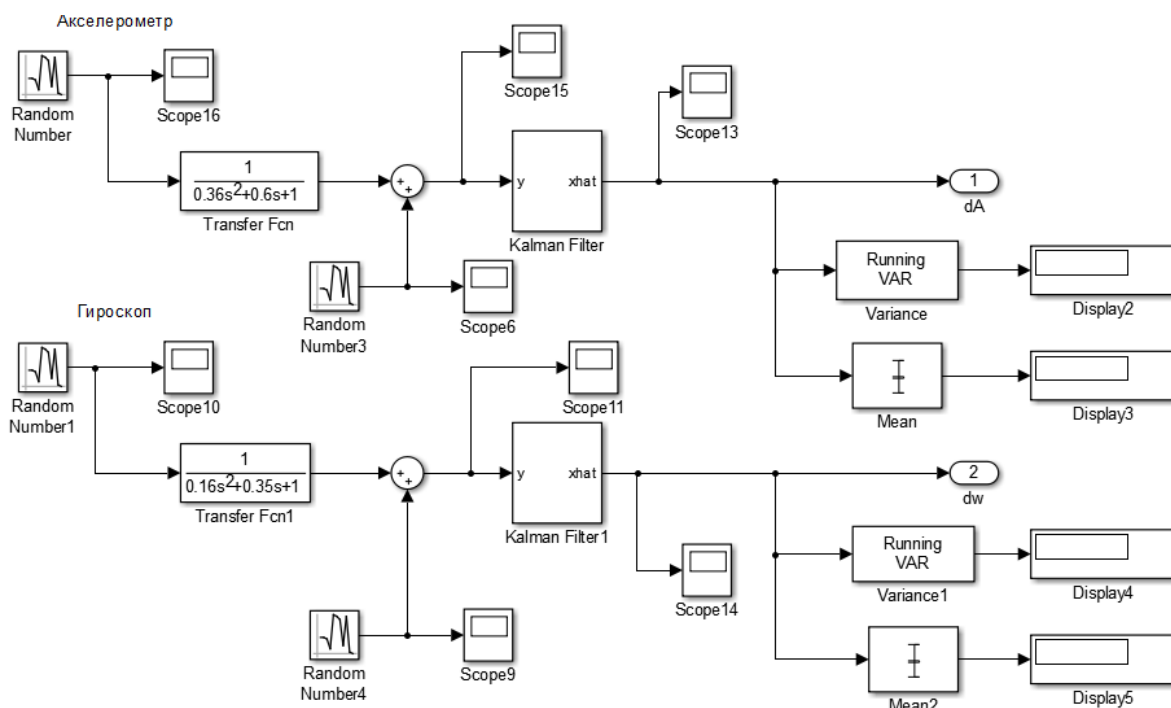


Рисунок В2 – Модель БИНС с учетом погрешностей и фильтра Калмана

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

24.04.02.2019.210.00 ПЗ

Лист

65