

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ 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, профессор

\_\_\_\_\_/ С.Г. Воронин

« \_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 2018 г.

ДОПУСТИТЬ К ЗАЩИТЕ

Заведующий кафедрой

\_\_\_\_\_/ В.И. Ширяев

« \_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 2018 г.

БЕСПЛАТФОРМЕННАЯ ИНЕРЦИАЛЬНАЯ НАВИГАЦИОННАЯ СИСТЕМА НА БАЗЕ  
МИНИАТЮРНЫХ ДАТЧИКОВ УГЛОВОЙ СКОРОСТИ ДИНАМИЧЕСКИ-  
НАСТРАИВАЕМЫХ ГИРОСКОПОВ И АКСЕЛЕРОМЕТРОВ

ПОЯСНИТЕЛЬНАЯ ЗАПИСКА  
К ВЫПУСКНОЙ КВАЛИФИКАЦИОННОЙ РАБОТЕ  
ЮУрГУ – 24.04.02.2018.599.00 ПЗ ВКР

Руководитель работы, ведущий  
конструктор АО «НПО  
Электромеханики»

\_\_\_\_\_/ С.А. Саютин

« \_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 2018 г.

Автор работы  
студент группы КЭ-226

\_\_\_\_\_/ Ю.В. Ивченко

« \_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 2018 г.

Нормоконтролер, профессор

\_\_\_\_\_/ А.Н. Лысов

« \_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 2018 г.

## АННОТАЦИЯ

Ивченко Ю.В, Бесплатформенная инерциальная навигационная система на базе миниатюрных датчиков угловой скорости динамически-настраиваемых гироскопов и акселерометров: ЮУрГУ (НИУ), ВШ ЭКН; 2018, 75 с. 54 ил., библиогр. список – 54 наим., 20 листов слайдов презентации ф. А4.

Тема работы касается разработки конструкции БИНС. Проблемой взятой за прототип БИНС являются большие размеры и вес, при этом для защиты чувствительных элементов от вибраций объекта, на котором она будет устанавливаться, предусмотрено два амортизатора. В представленной работе был проведен анализ прототипа, по результатам которого сделан вывод – уменьшение массогабаритных параметров возможно, при этом удастся убрать один из амортизаторов.

В работе предложена разработанная конструкция БИНС, созданная под данную конструкцию компоновка чувствительных элементов. В новом варианте исполнения удалось перейти на использование одного амортизатора, для защиты чувствительных элементов от вибраций объекта.

Для подтверждения эффективности разработки проведена серия частотных анализов, показывающая, что новая конструкция имеет собственные частоты вне границ собственных частот чувствительных элементов, что позволит исключить влияния конструкции на показания приборов.

					<b>24.04.02.2018.599.00 ПЗ</b>			
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>				
<i>Разраб.</i>	Ивченко Ю.В				<i>Бесплатформенная инерциальная навигационная система на базе миниатюрных датчиков угловой скорости динамически-настраиваемых гироскопов и акселерометров</i>	<i>Лит.</i>	<i>Лист</i>	<i>Листов</i>
<i>Провер.</i>	Саютин С.А.					Д	4	75
<i>Реценз.</i>	Воронин С.Г.					<b>ЮУрГУ Кафедра САУ</b>		
<i>Н. Контр.</i>	Лысов А.Н.							
<i>Утверд.</i>	Ширяев В.И.							

## ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ .....	6
1 СРАВНЕНИЕ ТЕХНОЛОГИЙ И РЕШЕНИЙ.....	8
1.1 Обобщенная схема платформенной ИНС .....	9
1.2 Обобщенная схема бесплатформенной ИНС .....	10
Вывод по главе.....	10
2 АНАЛИЗ ТЕХНИЧЕСКОГО ЗАДАНИЯ.....	13
3 ТЕОРИЯ БИНС .....	15
3.1 Принцип построения БИНС .....	15
3.2 Инерциальные чувствительные элементы системы навигации .....	20
3.2.1 Акселерометры .....	20
3.2.2 Гироскопы .....	22
3.3 Ориентация в пространстве.....	23
3.3.1 Углы Эйлера-Крылова .....	24
3.3.2 Матричный метод в описании конечных поворотов.....	26
3.3.3 Параметры Родрига-Гамильтона .....	27
3.3.4 Анализ кинематических параметров.....	28
3.4 Модель ошибок БИНС .....	29
3.4.1 Ошибки БИНС в случае неточного определения вертикали.....	31
3.4.2 Ошибки БИНС, вызванные погрешностями акселерометров .....	33
3.4.3 Ошибки БИНС, вызванные дрейфом гироскопов.....	34
3.4.4 Ошибки вертикального канала БИНС.....	36
3.4.5 Структурная схема ошибок северного канала БИНС.....	37
3.4.6 Скалярная модель ошибок БИНС.....	38
Вывод по главе.....	40
4 МАШИННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СОБСТВЕННЫХ ЧАСТОТ КОНСТРУКЦИИ МЕТОДОМ КОНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ .....	41
Вывод по главе.....	44
5 ПРАКТИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ .....	45
5.1 Описание конструкции .....	45
5.2 Постановка задачи .....	49
5.3 Модальный анализ основания.....	50
5.4 Модальный анализ блока чувствительных элементов .....	52
5.5 Модальный анализ сборки блока чувствительных элементов с амортизатором .....	55
5.6 Модальный анализ сборки корпуса с приспособлениями .....	60
5.6.1 Модальный анализ сборки корпуса с приспособлением 1 .....	62
5.6.2 Модальный анализ сборки корпуса с приспособлением 2 .....	65
Вывод к главе.....	69
Приложение А.....	75

## ВВЕДЕНИЕ

Работа над дипломным проектом направлена на разработку конструкции бесплатформенной инерциальной навигационной системы.

Актуальность работы. Бесплатформенные инерциальные навигационные системы (БИНС) на сегодняшний день являются самыми перспективными системами бортовой навигации для подвижных объектов, независимо от их применения. Популярность и повсеместная применимость БИНС объясняются дешевизной изготовления, значительно меньшими массогабаритными характеристиками, в сравнении с платформенными системами инерциальной навигации, малым временем готовности, большой надежностью и низкими расходами на эксплуатацию. Из всего большинства достоинств есть один достаточно значительный недостаток - БИНС уступают по точности платформенным инерциальным навигационным системам.

В качестве чувствительных элементов (ЧЭ) в современных БИНС высокого класса точности используются динамически-настраиваемые гироскопы (ДНГ) и акселерометры.

Для устранения недостатков по недостаточности точности БИНС часто используют в паре с еще одной навигационной системой, например, со спутниковой системой. Наиболее распространенным решением в таком случае является комбинирование БИНС спутниковой GPS.

Большой проблемой в БИНС представляется накопление со временем работы ошибок. Применение комбинации с GPS позволяет контролировать рост ошибок и корректировать БИНС. Все это будет положительно отражаться на точности показаний.

Инерциальная навигационная система способна работать на высокоманевренных объектах, и выводить при этом на монитор параметры ориентации, скорости, значения координат местоположения.

Целью работы является создание конструкции БИНС, которая своими массогабаритными характеристиками будет значительно меньше, чем имеющиеся технические решения. При этом разработанная конструкция не должна ухудшать точностные характеристики чувствительных элементов.

Для достижения поставленной цели были решены следующие задачи:

- анализ существующих конструкций БИНС и выбор прототипа;
- создание основания под блок чувствительных элементов;
- разработка компоновки блока чувствительных элементов под новое основание;

					24.04.02.2018.599.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ документа	Подпись	Дата		6

- оценка правильности принятых технических решений, путем проведения модального анализа частот отдельных частей БИНС.

Научная новизна. Предлагается новая модель конструкции БИНС с одним амортизатором блока чувствительных элементов, осуществляется модальный анализ БИНС.

					24.04.02.2018.599.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ документа	Подпись	Дата		7

## 1 СРАВНЕНИЕ ТЕХНОЛОГИЙ И РЕШЕНИЙ

Существует 2 типа инерциальных навигационных систем: платформенные, чувствительные элементы которых устанавливаются на гиросtabilизированной платформе и бесплатформенные, с чувствительными элементами, размещаемыми прямо на корпусе ЛА. Устанавливаемый на ЛА тип навигационной системы зависит от нескольких параметров: требуемая точность навигационной системы и массогабаритные характеристики.

Как указывалось выше, платформенные навигационные системы поддерживают заданное положение осей базового сопровождающего трехгранника, что реализуется с помощью стабилизации положения в инерциальной плоскости платформы, на которой устанавливаются чувствительные элементы. Стабилизацию заданного положения платформы обеспечивают системы автоматического регулирования рам карданова подвеса. Датчиками регулирования подвеса служат механические гироскопы с быстро вращающимся ротором. Исполнительными органами, осуществляющими корректировку положения рам друг относительно друга, являются датчики моментов соответствующих рам карданова подвеса. [4]

Платформенные инерциальные навигационные системы, предохраняют акселерометры от влияния угловых перемещений объекта. Такие системы имеют несколько серьезных недостатков: большое потребление электроэнергии, большие масса и габариты, сложность изготовления и сборки, готовое изделие имеет достаточно высокую стоимость.

В БИНС чувствительные элементы устанавливаются прямо на корпусе ЛА, при таком исполнении некоторого рода имитацию гиросtabilизированной платформы, удерживающей акселерометры, будут выполнять бортовые вычислительные машины.

Чувствительные элементы БИНС должны соответствовать высоким требованиям: безотказно работать при сильных вибрациях и ударах, обладать широким диапазоном измерений угловых скоростей и ускорений. Физические принципы построения чувствительных элементов – акселерометров и гироскопов могут быть самыми разными. Количество измерителей в БИНС определяется таким образом: БИНС должна обеспечивать получение информации о векторе кажущегося ускорения объекта, в котором установлены измерители и о векторе абсолютной угловой скорости, который характеризует вращение ЛА.

					24.04.02.2018.599.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ документа	Подпись	Дата		8

## 1.1 Обобщенная схема платформенной ИНС

Инерциальные навигационные системы основаны на методе счисления пути. В данном методе сигналы чувствительных элементов, оси которых установлены в заданной системе координат, интегрируются. При интегрировании ускорения получают приращение скорости, а при интегрировании скорости получают приращение пути. Чтобы получить текущие значения пройденного пути и скорости, нужно сложить значения приращений с начальными значениями пути или скорости. Если первичными измерителями являются акселерометры, то для вычисления скорости сигнал акселерометра интегрируют один раз, а для вычисления пройденного пути найденную скорость интегрируют второй раз. Зная направления проекций пройденного пути на оси системы координат, определяют координаты подвижного объекта. Схема платформенной инерциальной навигационной системы приведена на рисунке 1.1. [3]

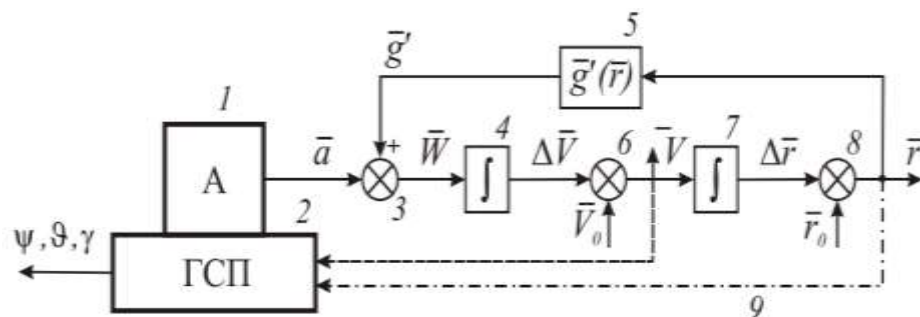


Рисунок 1.1 –Схема платформенной инерциальной навигационной системы  
На рисунке 1.1 представлены:

ГСП – гиросtabilизированная платформа, которая удерживает оси чувствительности акселерометров в заданной системе координат; А – блок акселерометров (трехосный акселерометр); 3,6,8 – сумматоры;4,7 – интеграторы; 5 – вычислитель вектора гравитационного ускорения; 9 – обратные связи.

Введены следующие обозначения:

$\bar{a}$ ,  $\bar{g}'$  – векторы кажущегося и гравитационного ускорений соответственно;  $\bar{W}$ ,  $\bar{V}$  – векторы абсолютного ускорения и абсолютной скорости;  $\Delta\bar{V}$ ,  $\Delta\bar{r}$  – приращения абсолютной скорости и радиус-вектора местоположения объекта;  $\bar{r}$  – радиус-вектор местоположения объекта;  $\Delta\bar{V}_0$ ,  $\Delta\bar{r}_0$  – начальные значения векторов;  $\psi$ ,  $\vartheta$ ,  $\gamma$  – углы ориентации объекта (курс, тангаж, крен).

Если в системе имеются обратные связи по скорости или по координатам, систему называют замкнутой, если обратных связей нет – система разомкнутая. [3]

## 1.2 Обобщенная схема бесплатформенной ИНС

Вместо гириостабилизированной платформы в бесплатформенной используют блок чувствительных элементов, таких как гироскопы и акселерометры, с вычислителем. Инерциальные чувствительные элементы устанавливают жестко на борту объекта. [3]

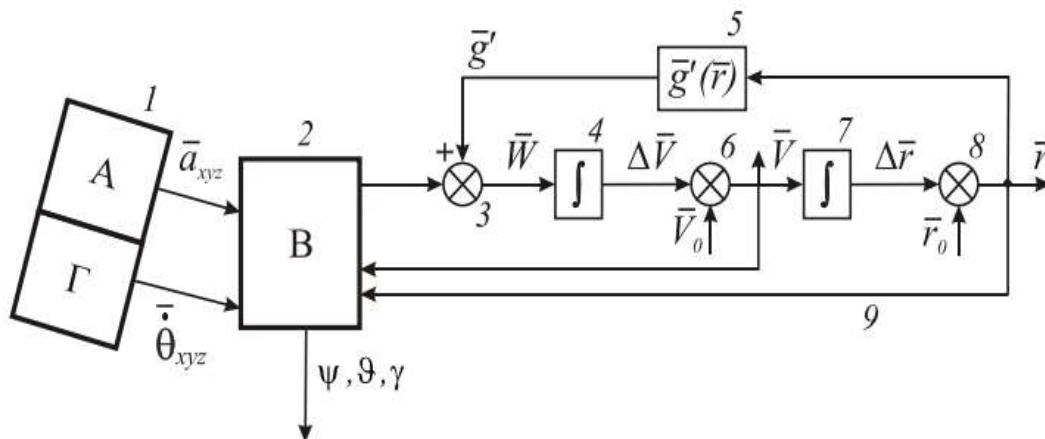


Рисунок 1.2 – Обобщенная схема БИНС

На рисунке 1.2. показаны:

1 – блок чувствительных элементов, выдающих информацию о векторе кажущегося ускорения  $\overline{a_{xyz}}$  в проекциях на оси связанной с объектом системы координат  $xyz$ , а также о векторе угловой скорости  $\overline{\theta_{xyz}}$  в проекциях на оси той же системы координат. В вычислителе 2 происходит преобразование проекций ускорения из связанной системы в навигационную (например, географическую сопровождающую). Для этого по данным об угловой скорости (или другой информации) вычисляют направляющие косинусы между осями указанных систем координат. Из них также вычисляют углы положения объекта: курс, крен  $\vartheta$ , тангаж  $\gamma$ . [3]

Вывод по главе

Инерциальные навигационные системы широко используются в летательных аппаратах для определения текущих координат. Такие системы имеют множество достоинств, но так же они имеют и недостатки.

Достоинства инерциальной навигационной системы:

- ИНС представляет собой автономную систему навигации, поэтому они работают в любых погодные условия;



- ИНС обеспечивает ЛА навигационными параметрами в не зависимости от положения и движения самого ЛА, точность показаний не будет зависеть от каких-либо ориентиров;
- ИНС позволяют измерить полный набор навигационных параметров, в который входят: ускорения, скорости, координаты, углы положения объекта (курс, крен, тангаж), угловые скорости объекта;
- ИНС невозможно подавить методами радиоэлектронной борьбы, помимо этого такие системы не вырабатывают электромагнитное излучение, которое могло бы помочь обнаружить объект с ИНС на борту потенциальному противнику.

К недостаткам ИНС следует отнести:

- ИНС требуют начальной выставки: задания начальных скоростей и координат местоположения, перед использованием ИНС необходимо оценить пространственное положение, которое основывается на ориентации относительно какой-либо базы, например, плоскости горизонта. Положение в пространстве можно определить, используя чувствительные элементы системы. С их помощью определяется направление вертикали и вращение Земли. Измеренные вектора будут определять оси опорной системы координат. В этом кроется еще один недостаток: ИНС не сможет определить местоположение объекта, если он находится на Северном или Южном полюсе, в данном случае направление вертикали будет совпадать с направлением оси вращения Земли;
- накопление ошибки показаний со временем. Это связано с принципом работы ИНС – интегрирование измерений. В ИНС скорость объекта определяется путем интегрирования ускорения, при этом постоянная ошибка, присутствующая в ускорении будет представлять собой бесконечно нарастающую с течением времени ошибку. Отчасти минимизировать этот недостаток получается благодаря организации обратной связи по ускорению свободного падения. В этом случае ошибка будет нарастать в пределах одного периода колебаний Шулера (84 мин). Для баллистических ракет это является большим показателем. Из-за многочисленных возможных погрешностей измерения амплитуда Шулеровских колебаний со временем может увеличиваться. Ошибки гироскопов порождают ошибки направления при измерении кажущегося ускорения и ускорения свободного падения, это увеличивает число нарастающих ошибок.

Решить проблему накопления ошибок ИНС можно подключением коррекции от внешних источников, но в этом случае система перестает быть

						24.04.02.2018.599.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ документа	Подпись	Дата			11

автономной. Внешними источниками могут быть доплеровские радиолокационные станции, системы астро коррекции, системы спутниковой навигации, например ГЛОНАСС.

Для качественного использования данных, которые ИНС получает от внешних источников необходимо тщательно сверять характеристики и погрешности источников с бортовыми навигационными средствами.

					24.04.02.2018.599.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ документа	Подпись	Дата		12

## 2 АНАЛИЗ ТЕХНИЧЕСКОГО ЗАДАНИЯ

Согласно техническому заданию в выпускной работе предлагается на базе существующих разработок путем совершенствования реальных технических решений создать новую конструкцию БИНС. Главным фактором начала разработки послужила необходимость уменьшения массогабаритных характеристик конструкции, взятой за прототип. Требования к уменьшению габаритов и массы изделий постоянно растут, при этом устройства должны строго обеспечивать заданную точность.

Большой проблемой при разработке новых вариантов конструкций БИНС является обеспечение требуемой виброустойчивости. Вибрационные воздействия на объектах, на которые планируется устанавливать БИНС – жесткие: до 20g (СКЗ) ускорения в полосе от 20 Гц до 2500 Гц. Требуется обеспечить виброустойчивость, характеризуемую случайной составляющей выходного сигнала.

В БИНС на ДНГ и акселерометрах особенно подвержены воздействию вибрации ДУС на базе ДНГ: этот тип гироскопов принципиально не содержит элементов, демпфирующих внутренние колебания. Конструкция основания БИНС, на которой устанавливаются чувствительные элементы, не должна иметь собственных частот, так называемым критическим частотам ДНГ: частота вращения ротора, нутационная частота, радиальный и осевой конструктивный резонанс. Акселерометры не подвержены вибрациям, в связи с тем, что в разрабатываемой конструкции используются жидкостные акселерометры, жидкость в которых выполняет роль демпфера.

Конструкция внешнего корпуса БИНС также не должна иметь собственных частот, совпадающих или близких к "критическим частотам" ДНГ. Как показывает опыт, колебания корпуса на собственных резонансных частотах, несмотря на амортизацию, в условиях вибрационных воздействий также существенно влияют на погрешности ДНГ.

На основании результатов анализа требований технического задания целесообразной представляется следующая конструктивная схема исполнения БИНС: на основе двух ДУС-ДНГ со взаимно ортогональными осями вращения ротора и трех акселерометров, установленных на амортизированное основание.

Обычным требованием к приборам для носителей является их конструктивное моноблочное исполнение, т.е. блок чувствительных элементов и блок электроники должны располагаться в общем корпусе. Это обеспечивает удобство размещения прибора в отсеке носителя и отсутствие специальных

					24.04.02.2018.599.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ документа	Подпись	Дата		13

межблочных кабелей в бортовом исполнении. Каждый из блоков имеет собственную систему виброзащиты.

Для выпускной работы в качестве прототипа был выбран прибор, удовлетворяющий всем перечисленным выше конструктивным требованиям технического задания.

Прототип разрабатываемой конструкции БИНС содержит корпус, основание с установленными на нее чувствительными элементами и электроникой, необходимой для обработки сигналов с чувствительных элементов, установленной на собственные амортизаторы. Основание закрепляется в корпусе на двух равно жестких амортизаторах. Главным недостатками прототипа являются большие масса и габариты. При испытаниях прототипа, были получены данные, свидетельствующие о том, что часть частот БИНС близки к критическим частотам ДНГ, что недопустимо. Эти недостатки будут учтены при проектировании и разработке нового варианта конструкции БИНС.

					24.04.02.2018.599.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ документа	Подпись	Дата		14

### 3 ТЕОРИЯ БИНС

#### 3.1 Принцип построения БИНС

БИНС могут быть построены на датчиках угловой скорости (ДУС) и акселерометрах, на одних акселерометрах, на акселерометрах и неуправляемых гироскопах.

Далее будет рассмотрен принцип работы БИНС на ДУС и акселерометрах. Условимся, что летательный аппарат (ЛА) будет двигаться вдоль плоскости меридиана, сферической и невращающейся Земли. Нормальная система координат  $O_0X_{g0}Y_{g0}Z_{g0}$  связана с исходным положением ЛА (рисунок 3.1), при этом ось  $O_0X_{g0}$  лежит в плоскости горизонта и расположена на север, ось  $O_0Y_{g0}$  располагается вдоль истинной вертикали вверх,  $O_0Z_{g0}$  - направлена на восток.

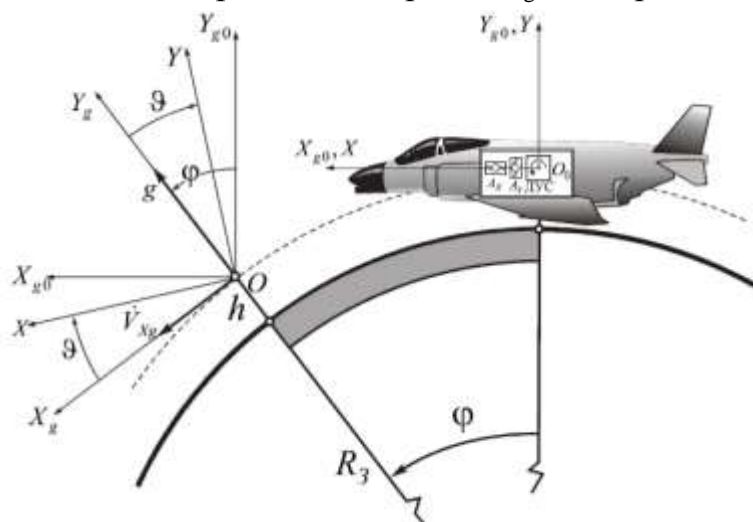


Рисунок 3.1 – Система координат БИНС

Допустим, что в начальный момент времени значение широты  $\varphi(t_0)$  и скорости  $V_{Xg}(t_0)$  ЛА известны. Допустим также, что система координат подвижного объекта –  $OXYZ$ , в которой ось  $OX$  направлена по продольной оси летательного аппарата, ось  $OZ$  - вдоль поперечной оси,  $OY$  - перпендикулярна плоскости крыльев и направлена вверх. В начальный момент времени системы координат подвижного объекта  $OXYZ$  совпадает с географической  $O_0X_{g0}Y_{g0}Z_{g0}$ . Для реализации на подвижном объекте БИНС на акселерометрах и ДУС на нем установлены два линейных акселерометра  $A_x$  и  $A_y$  измерительные оси которых направлены вдоль продольной оси  $OX$  и нормальной оси  $OY$  ЛА и гироскопический ДУС, являющийся измерителем проекции  $\omega_z$  абсолютной угловой скорости ЛА.

Предположим, что произошло перемещение ЛА из точки  $O_0$  в точку  $O$  с координатой  $\varphi$ , которую необходимо определить. Из точки  $O$  проведем текущую

ось  $OX_g$ ,  $OY_g$  и начальную ориентацию осей  $X_{g0}$ ,  $Y_{g0}$  нормальной системы координат.

Известно, что зная направление истинной вертикали  $OY_g$  в каждый момент времени, можно будет решать задачу навигации путем измерения угла между осями  $OY_{g0}$  и  $OY_g$  (рис.3.1). Допустим, что в точке  $O$  система координат, которая связана с ЛА, отклонилась от географической системы координат на угол тангажа  $\vartheta$ . При этом акселерометрические чувствительные элементы являются измерителями кажущегося (представляет собой результат между абсолютным ускорением ЛА и ускорением силы тяжести), а не абсолютного ускорения подвижного объекта. Вектор кажущегося ускорения  $n$  может быть задан проекциями  $\dot{V}_{Xg}$  и  $g$  на ребра  $OX_g$  и  $OY_g$  географического трехгранника  $OX_gY_gZ_g$  (рисунке 3.2).

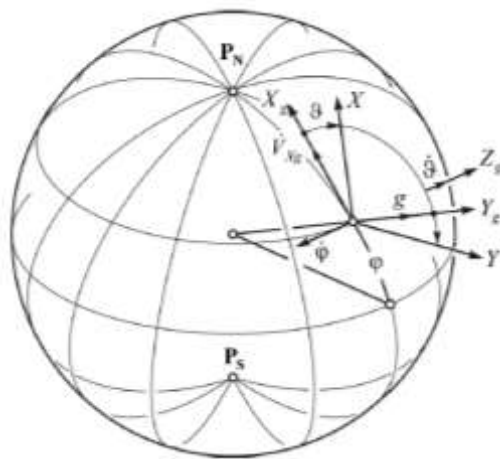


Рисунок 3.2 – Взаимное положение географического и связанного трехгранников

Показаниями акселерометров являются проекции вектора кажущегося ускорения  $n$  на оси  $OX$  и  $OY$  связанного трехгранника. Эти оси совпадают с измерительными осями акселерометров. По рис. 3.1 (а также по рис. 3.2) проекции кажущегося ускорения на измерительные оси акселерометров можно записать следующим образом

$$n_x = \dot{V}_{Xg} \cos \vartheta + (g + \dot{V}_{Yg}) \sin \vartheta \quad (3.1)$$

$$n_y = (g + \dot{V}_{Yg}) \cos \vartheta - \dot{V}_{Xg} \sin \vartheta$$

где  $\dot{V}_{Xg}$ ,  $\dot{V}_{Yg}$  - ускорение подвижного объекта в северном и вертикальном направлениях соответственно;  $g$  - ускорение силы тяжести. Для того, чтобы определить линейное ускорение подвижного объекта в северном направлении, необходимо перепроектировать показания акселерометров из связанной системы в нормальную систему координат.

$$n_{Xg} = n_X \cos\vartheta - n_Y \sin\vartheta \quad (3.2)$$

Подставляя (3.1) в (3.2), получим

$$n_{Xg} = (\dot{V}_{Xg} \cos\vartheta + g \sin\vartheta) \cos\vartheta - (g \cos\vartheta - \dot{V}_{Xg} \sin\vartheta) \sin\vartheta = \dot{V}_{Xg} \quad (3.3)$$

Известно, что имея данные об угле тангажа  $\vartheta$ , можно перепроектировав показания акселерометров в нормальную систему координат, получится найти проекцию ускорения  $\dot{V}_{Xg}$ . Далее двукратно проинтегрировав ускорение  $\dot{V}_{Xg}$  можно координату и скорость подвижного объекта. Структурная схема определения скорости и координаты изображена рисунке 3.3.

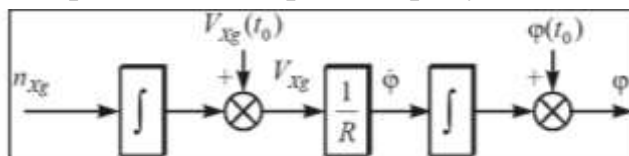


Рисунок 3.3 – Определение скорости и координаты

После перепроектирования показаний чувствительных элементов из связанной системы в нормальную систему координат, то согласно уравнению (3.2) найдем ускорение  $n_{Xg}$ , являющееся северной составляющей горизонтального ускорения подвижного объекта. После первого интегратора образуется приращение линейной скорости в северном направлении, которое при складывании с начальной скоростью ЛА  $V_{Xg}(t_0)$  образует линейную скорость  $V_{Xg}$ . После первого интегратора на структурной схеме расположен блок, в котором осуществляется деление линейной скорости на радиус-вектор  $R=R_3+h$  ( $h$  - высота), на выходе этого блока формируется угловая скорость изменения широты ЛА  $\dot{\varphi}$ . Второе интегрирование  $\dot{\varphi}$  позволяет найти координату  $\varphi$ , учитывая ее начальное значение  $\varphi(t_0)$ . Скорость  $V_{Xg}$  и широта  $\varphi$  ЛА находятся исходя из того, что известен угол тангажа  $\vartheta$ . Поэтому вычислим угол тангажа  $\vartheta$  между связанной и географической системой координат. ДУС измеряет проекцию абсолютной угловой скорости подвижного объекта (рисунок 3.2).

$$\omega_z = u_{Zg} + \dot{\vartheta} = -\dot{\varphi} + \dot{\vartheta} \quad (3.4)$$

В (3.4)  $u_{Zg}$  переносная, а  $\dot{\vartheta}$  – относительная составляющие угловой скорости ребра OZ связанной системы координат. Для нахождения угла тангажа  $\vartheta$ , требуется сначала исключить из показаний ДУС переносную угловую скорость  $u_{Zg} = -\dot{\varphi}$ . Затем угол тангажа  $\vartheta$  будет найден после интегрирования

$$\vartheta = \int_{t_0}^t (\omega_z - u_{Zg}) d\tau + \vartheta(t_0) = \int_{t_0}^t \dot{\vartheta} d\tau + \vartheta(t_0) \quad (3.5)$$

где  $\vartheta(t_0)$  – начальное значение угла тангажа. Угловую скорость  $\dot{\vartheta}$  можно найти из алгоритма счисления координаты местоположения ЛА. Структурная схема северного канала БИНС представлена на рисунке 3.4.





Определение координат местоположения ЛА (широты  $\varphi$ , высоты  $h$ ), линейных скоростей  $V_{Xg}$ ,  $V_{Yg}$ , а также угла тангажа  $\vartheta$ , описывающего ориентацию ЛА, является автономным и строится только на измерениях акселерометров и гироскопа без использования информации от внешних источников.

Если рассматривать какой-либо один канал БИНС, можно выяснить, что основными блоками, необходимыми для построения БИНС являются (рисунок 3.6):

- блок акселерометров – определяет проекции вектора кажущегося ускорения  $n$  на оси связанного трехгранника;
  - блок пересчета – преобразует проекции вектора кажущегося ускорения  $n$  на оси навигационной системы координат (в данном случае нормальная система координат);
  - навигационный алгоритм – генерирует данные о координатах местоположения и скоростях ЛА, формирует компоненты вектора абсолютной угловой скорости нормальной системы координат  $u_g$ ;
  - блок гироскопов – определяет проекции вектора абсолютной угловой скорости  $\omega$  на оси связанного трехгранника;
  - алгоритм ориентации – решает задачу ориентации, формирует матрицы перехода  $C$ , которая используется в блоке пересчета. Алгоритм может быть выполнен с использованием различных кинематических параметров, например, углов Эйлера-Крылова, направляющих косинусов, кватернионов и др.
- [10]

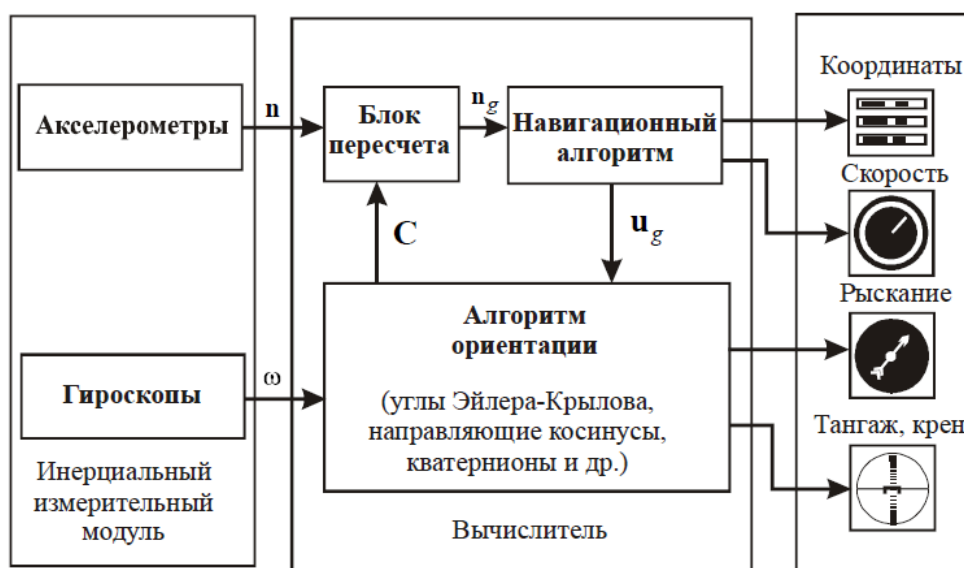


Рисунок 3.6 – Обобщенная функциональная схема БИНС

У БИНС множество преимуществ перед платформенными инерциальными навигационными системами. Главным преимуществом является, отсутствие гиростабилизированной платформы, сложного электромеханического устройства, дорого в изготовлении. Но отсутствие платформы приводит к тому, что для чувствительных элементов БИНС предъявляются высокие требования. Это связано с тем, что при жесткой установке на корпусе ЛА чувствительные элементы подвержены гораздо более сильным ударам и вибрациям, чем в платформенных навигационных системах. [1]

### 3.2 Инерциальные чувствительные элементы системы навигации

К инерциальным чувствительным датчикам относятся акселерометры и гироскопы – это приборы, измеряющие параметры линейных и угловых перемещений ЛА, необходимые для решения задач ориентации, навигации и управления.

Ускорение является векторной величиной, имеющей численное значение и направление. Это значит, что система чувствительных элементов, определяющая ускорение, должна измерять величину и направление ускорения. Акселерометр является прибором, измеряющим величину. Информация о направлении поступает с гироскопов, которые обеспечивают опорную систему координат для акселерометров.

#### 3.2.1 Акселерометры

Акселерометр – это прибор для измерения проекцию кажущегося ускорения (разности между истинным ускорением объекта и гравитационным ускорением). Акселерометры используются для измерения ускорения движения ЛА, на борту которого они находятся.

Акселерометр представляет собой чувствительную массу, установленную в корпусе на элементах подвеса, конструкции которых известно большое количество. Акселерометры бывают маятниковые и осевые, это зависит от типа перемещения чувствительной массы. Конструкция осевых акселерометров обеспечивает линейное перемещение чувствительной массы, тогда как в маятниковых акселерометрах перемещение чувствительной массы угловое.

У акселерометра есть ось чувствительности, являющаяся измерительной осью и перпендикулярные к ней поперечные оси. Измерительная ось – это ось в направлении которой происходит движение чувствительной массы, которое предусмотрено конструкцией подвеса.

					24.04.02.2018.599.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ документа	Подпись	Дата		20

Далее будет рассмотрен принцип работы акселерометра. В корпусе акселерометра, который устанавливается на ЛА, располагается инертная масса 1. Движение массы ограничено пружиной 2. При действии ускорения движения ЛА  $W$ , чувствительная масса по инерции перемещается вдоль оси чувствительности  $x$  до тех пор, пока сила инерции не компенсируется силой упругости пружины. Помимо силы инерции от действия ускорения  $W$ , на чувствительную массу действует также сила тяжести с гравитационным ускорением  $g'$ . Для того, чтобы время переходного процесса было меньше в акселерометрах применяется демпфер 3. [3]

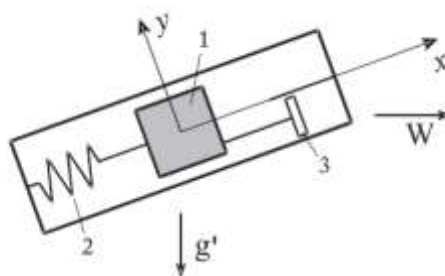


Рисунок 3.7 – Осевой акселерометр

Выходной сигнал акселерометра соответствует перемещению чувствительной массы относительно корпуса акселерометра по оси  $x$ .

Чувствительные оси трех акселерометров, направленные по осям неинерциальной системы координат XYZ, приведут к тому, что ускорения, которые измеряют акселерометры примут вид:

$$a_x = U_x - g_x, a_y = U_y - g_y, a_z = U_z - g_z, \quad (3.7)$$

где  $U_x, U_y, U_z$  – проекции абсолютного ускорения движения объекта на оси системы координат XYZ;  $g_x, g_y, g_z$  – проекции ускорения силы тяжести на оси системы координат XYZ.

Акселерометры по принципу измерения бывают прямого измерения и компенсационного. Структурная схема состоит из чувствительного элемента и элементов измерительной цепи, которые соединены последовательно. При помощи чувствительного элемента выполняется преобразование «ускорение – сила – перемещение», а при помощи измерительной цепи – преобразование «перемещение – выходной сигнал».

В акселерометрах компенсационного типа содержатся цепи прямого преобразования с коэффициентом передачи  $K$ , датчик неуравновешенности активной силы, который действует на подвес, и компенсирующей силы, оказывающий воздействие на подвес, но с противоположным знаком. Чувствительная масса акселерометра, преобразующая ускорение в активную

силу, выходит за пределы цепи уравнивания. В качестве датчика неуравновешенности выступает подвес, образующий вместе с чувствительной массой колебательную систему.

Цепь обратного преобразования может быть аналоговой или цифровой. Акселерометры, в которых обратная связь выполнена в цифровом виде, применяются для измерения медленно изменяющихся ускорений и используются, например, на ИНС с гиросtabilизированной платформой. Цифровые акселерометры обладают высокой точностью. Для измерения быстро изменяющихся ускорений обычно используются акселерометры, в которых используется аналоговый контур обратной связи. Такие акселерометры используются в беспилотных инерциальных навигационных системах.

Существует большое множество вариантов исполнения и конструкций, которые зависят от способа реализации акселерометра, демпфера, датчиков перемещений и момента.

### 3.2.2 Гироскопы

Существует два класса гироскопов: свободные гироскопы (астатические), сохраняющие указанное направление, и датчики угловой скорости (ДУС). ДУС служит измерителем угловой скорости ЛА и выдает пропорциональный этой скорости электрический сигнал относительно оси чувствительности.

У свободных гироскопов главным показателем точности является остаточная скорость ухода (дрейф) гироскопа, а у ДУС – погрешности измерения угловой скорости, зависящие от разных причин.



Рисунок 3.8 – Остаточная скорость ухода гироскопов различных типов

Существует несколько типов гироскопов: с механическим ротором, с жидкостным ротором, вибрационные, лазерные, ядерные.

В лазерном гироскопе используется оптический квантовый генератор направленного излучения. У гироскопа такого типа имеется плоский замкнутый контур, образованный тремя и более зеркалами. В этом контуре циркулируют два встречных световых потока.

Ядерный гироскоп – гироскоп, в котором механический вращательный момент ядра придает ему свойства гироскопа, приложенный магнитный момент позволяет ориентировать ось этого гироскопа в пространстве и определять её положение.

В гироскопах с механическим ротором носителем кинетического момента является быстровращающееся массивное твёрдое тело — ротор. Такой тип гироскопов наиболее распространен. Чувствительным элементом вибрационных гироскопов являются вибрирующие массы, например, ротор с упругим подвесом или упругие пластины.

В динамически настраиваемых гироскопах (ДНГ) носитель кинетического момента ротора, установленный на упругом подвесе, который обеспечивает свободу угловых перемещений оси собственного вращения за счет упругой податливости элементов подвеса. Такие подвесы могут быть выполненными например, с использованием торсионов. В ДНГ используется внутренний карданов подвес, конструктивными элементами которого являются внутреннее кольцо, крепящееся торсионами к валу электродвигателя, непосредственно сам ротор. Момент трения в подвесе возникает только в результате внутреннего трения в материале упругих торсионов. Компенсация упругих моментов подвеса, приложенных к ротору в ДНГ осуществляется путем подбора моментов инерции рамок подвеса и угловой скорости вращения ротора. ДНГ имеют множество преимуществ перед гироскопами других типов, а именно: миниатюрность, высокая стабильность показаний, относительно невысокая стоимость.

### 3.3 Ориентация в пространстве

Вычислительный процесс в бесплатформенных навигационных системах делятся на два алгоритма: алгоритм ориентации и алгоритм навигации. Алгоритм ориентации необходим для определения местоположения, а именно для определения углового положения подвижного объекта относительно своего центра масс. Для определения углового положения подвижного объекта могут использоваться различные кинематические параметры: углы Эйлера-Крылова, направляющие косинусы, параметры Родрига-Гамильтона, кватернионы,

					24.04.02.2018.599.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ документа	Подпись	Дата		23

параметры Кейли-Клейна и др. Для решения задачи ориентации используются данные, измеренные гироскопами в связанной системе координат.

Алгоритм навигации необходим для определения положения центра масс подвижного объекта относительно некоторой опорной системы координат. Для решения задачи навигации используются данные об ускорении объекта, измеренные акселерометрами в связанной системе координат. Задача ориентации решается при помощи показания гироскопов в связанной системе координат.

### 3.3.1 Углы Эйлера-Крылова

Углы Эйлера-Крылова используют для описания движения твердого тела вокруг неподвижной точки, они являются одними из распространенных кинематических параметров.

Классические углы Эйлера, называемые углами прецессии, нутации и собственного вращения не нашли широкого применения для решения задач ориентации потому что при малом изменении одного из углов может сильно изменяться два других угла. Этих недостатков лишена другая последовательность поворотов вокруг трех осей, предложенная акад. А.Н. Крыловым, которые называют углами Эйлера-Крылова.

Рассмотрим углы Эйлера-Крылова применительно к подвижному аппарату. В качестве опорной системы координат, относительно которой будем отсчитывать углы Эйлера-Крылова примем географическую систему координат  $OX_g Y_g Z_g$ . Положение осей задания подвижного объекта (связанная система координат) относительно географического трехгранника  $OX_g Y_g Z_g$  определяется тремя углами, которые называются углами рыскания (курса), тангажа и крена.

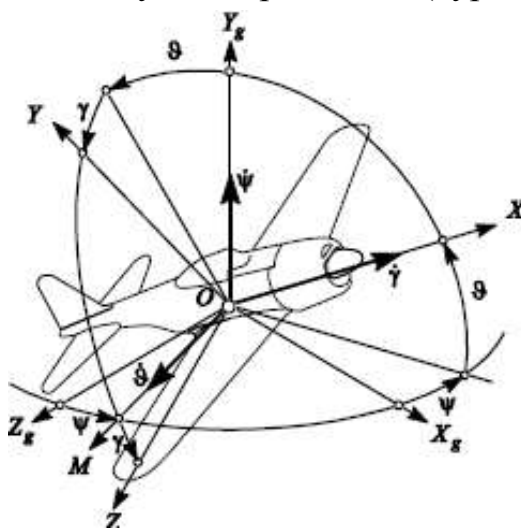


Рисунок 3.9 – Взаимное положение связанной OXYZ и географической систем координат  $OX_g Y_g Z_g$

Угол рыскания  $\psi$  представляет собой угол, измеренный в горизонтальной плоскости  $OX_gZ_g$  от оси  $OX_g$  против хода стрелки часов до проекции продольной оси объекта на эту плоскость. Угол тангажа  $\vartheta$  измеряется в вертикальной плоскости между осью  $OX$  и ее проекцией на горизонтальную плоскость. Угол крена  $\gamma$  измеряется в поперечной плоскости между осью  $OZ$  и линией пересечения указанной плоскости с плоскостью горизонта.

Когда правое крыло подвижного объекта находится ниже горизонтальной плоскости, то крен считается положительным. Углы ориентации  $\psi$ ,  $\vartheta$ ,  $\gamma$  называют самолетными углами.

Для определения углового положения подвижного объекта относительно географической системы координат  $OX_gY_gZ_g$  необходимо решать обратную задачу: по информации о проекциях угловой скорости подвижного объекта на связанные оси  $\omega_x^r$ ,  $\omega_y^r$ ,  $\omega_z^r$  определить углы рыскания  $\psi$ , тангажа  $\vartheta$  и крена  $\gamma$ .

$$\dot{\vartheta} = \omega_y^r \sin\gamma + \omega_z^r \cos\gamma \quad (3.8)$$

$$\dot{\psi} = \frac{1}{\cos\vartheta} [\omega_y^r \cos\gamma - \omega_z^r \sin\gamma] \quad (3.9)$$

$$\dot{\gamma} = \omega_x^r - \operatorname{tg}\vartheta [\omega_y^r \cos\gamma - \omega_z^r \sin\gamma] \quad (3.10)$$

Уравнения (3.8) – (3.10) – это кинематические уравнения с углами Эйлера-Крылова, которые позволяют определять текущие углы  $\psi$ ,  $\vartheta$ ,  $\gamma$  при заданных начальных значениях  $\psi(t_0)$ ,  $\vartheta(t_0)$ ,  $\gamma(t_0)$  и непрерывных измерениях проекций  $\omega_x^r$ ,  $\omega_y^r$ ,  $\omega_z^r$ . То есть при помощи кинематических уравнений с углами Эйлера-Крылова можно решать задачу ориентации подвижного объекта. Так как гироскопические датчики угловой скорости измеряют проекции абсолютной угловой скорости, то для решения задачи ориентации путем интегрирования уравнений должны быть скомпенсированы составляющие  $u_x$ ,  $u_y$ ,  $u_z$  (рисунок 3.10).

					24.04.02.2018.599.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ документа	Подпись	Дата		25

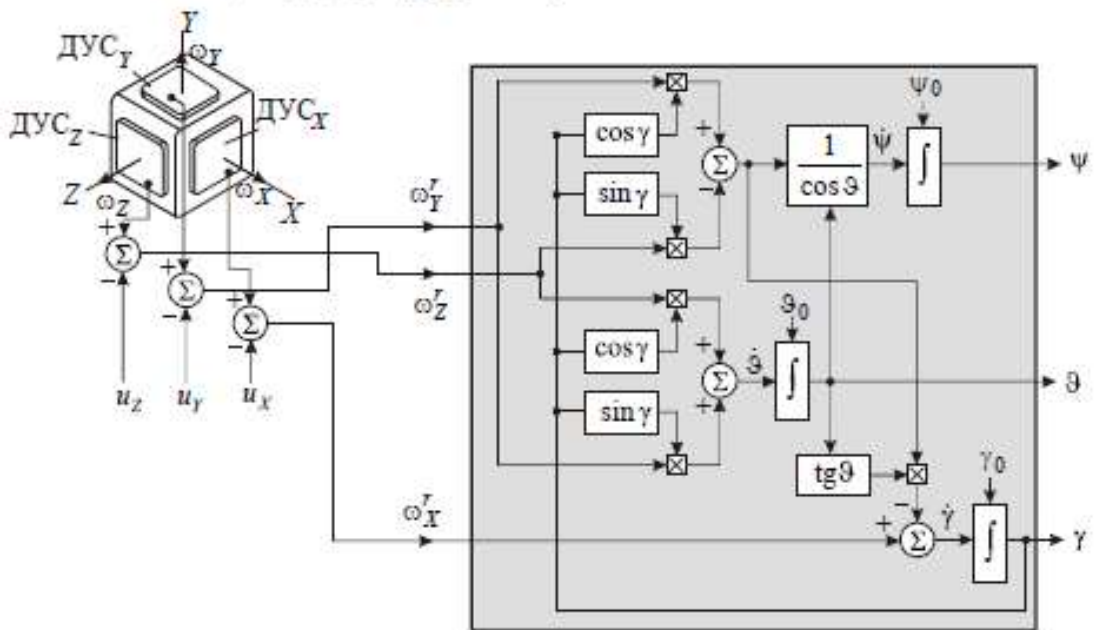


Рисунок 3.10 – Бесплатформенная система ориентации с углами Эйлера-Крылова

Три кинематических уравнения в углах Эйлера-Крылова соответствуют трем степеням свободы подвижного объекта и имеют ясную и понятную структуру, но это уравнения не линейны по всем углам и не определены при угле тангажа  $\vartheta = \pi/2$ . Эти обстоятельства делают их малопригодными для реализации алгоритмов БИНС.

### 3.3.2 Матричный метод в описании конечных поворотов

Определим матрицы направляющих косинусов при переходе от географической системы координат  $OX_g Y_g Z_g$  к связанной  $OXYZ$ .

В самом начале трехгранники  $OX_g Y_g Z_g$  и  $OXYZ$  совпадали. Первый поворот трехгранника  $OXYZ$  осуществляется вокруг оси  $OY_g$  на угол  $\psi$  против хода стрелки часов, если наблюдать за этим перемещением с положительного конца оси  $OY_g$ . Второй поворот на угол  $\vartheta$  проведем относительно промежуточной оси  $OZ'$  против хода стрелки часов. Последний поворот осуществим на угол крена  $\gamma$  вокруг оси  $OX''$ , которая одновременно является продольной осью ЛА.

Полная цепочка преобразований в матричной форме выглядит следующим образом:

$$[XYZ] = A_\gamma A_\vartheta A_\psi [X_g Y_g Z_g]$$

Введем обозначение:

$A = A_\gamma A_\vartheta A_\psi$ , - матрица преобразования от трехгранника  $OX_g Y_g Z_g$  к  $OXYZ$ .



$$A_{\psi} = \begin{vmatrix} \cos\psi & 0 & -\sin\psi \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\psi & 0 & \cos\psi \end{vmatrix} \quad (3.11)$$

$$A_{\vartheta} = \begin{vmatrix} \cos\vartheta & \sin\vartheta & 0 \\ -\sin\vartheta & \cos\vartheta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix} \quad (3.12)$$

$$A_{\gamma} = \begin{vmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\gamma & \sin\gamma \\ 0 & \sin\gamma & \cos\gamma \end{vmatrix} \quad (3.13)$$

Матрица перехода равна:

$$A = \begin{vmatrix} \cos\psi\cos\vartheta & \sin\vartheta & -\cos\vartheta\sin\psi \\ -\cos\gamma\cos\psi\sin\vartheta + \sin\gamma\sin\psi & \cos\gamma\cos\vartheta & \cos\gamma\sin\psi\sin\vartheta + \sin\gamma\cos\psi \\ \sin\gamma\cos\psi\sin\vartheta + \cos\gamma\sin\psi & -\sin\gamma\cos\vartheta & \sin\gamma\sin\psi\sin\vartheta + \cos\gamma\cos\psi \end{vmatrix} \quad (3.14)$$

$$C = A^T$$

$$\vartheta = \arcsin c_{21} \quad (3.15)$$

$$\psi = \arctg \frac{-c_{31}}{c_{11}} \quad (3.16)$$

$$\gamma = \arctg \frac{-c_{23}}{c_{22}} \quad (3.17)$$

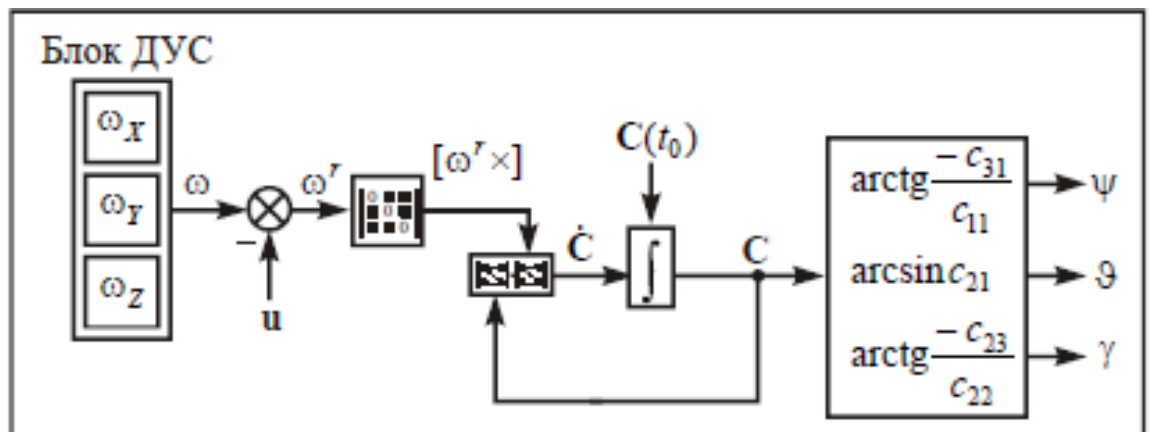


Рисунок 3.11 – Блок-схема алгоритма ориентации с направляющими косинусами.

### 3.3.3 Параметры Родрига-Гамильтона

В соответствии с теоремой Эйлера-Даламбера произвольное перемещение твердого тела вокруг неподвижной точки можно осуществить одним поворотом вокруг избранной оси вращения, проходящей через эту точку. Тогда повороту тела на угол  $\phi$  вокруг оси  $e$  с направляющими косинусами  $l, m$  и  $n$  заданными относительно исходной системы координат  $Ox_g Y_g Z_g$  ставятся в соответствие четыре числа, называемые параметрами Родрига-Гамильтона:

$$\lambda_0 = \cos \frac{\phi}{2} \quad (3.18)$$

$$\lambda_1 = l \sin \frac{\phi}{2} \quad (3.19)$$

$$\lambda_2 = m \sin \frac{\phi}{2} \quad (3.20)$$

$$\lambda_3 = n \sin \frac{\phi}{2} \quad (3.21)$$

На рисунке 3.12 представлена таблица направляющих косинусов через параметры  $\lambda_0, \lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$ .

	$X_{\varepsilon}$	$Y_{\varepsilon}$	$Z_{\varepsilon}$
$X$	$2\lambda_1^2 + 2\lambda_0^2 - 1$	$2\lambda_1\lambda_2 + 2\lambda_0\lambda_3$	$2\lambda_1\lambda_3 - 2\lambda_0\lambda_2$
$Y$	$2\lambda_1\lambda_2 - 2\lambda_0\lambda_3$	$2\lambda_0^2 + 2\lambda_2^2 - 1$	$2\lambda_2\lambda_3 + 2\lambda_0\lambda_1$
$Z$	$2\lambda_1\lambda_3 + 2\lambda_0\lambda_2$	$2\lambda_2\lambda_3 - 2\lambda_0\lambda_1$	$2\lambda_0^2 + 2\lambda_3^2 - 1$

Рисунок 3.12 – Таблица направляющих косинусов через параметры  $\lambda$ .

Таким образом, взаимное положение двух систем координат можно определить с помощью четырех параметров Родрига-Гамильтона.

Таблица является аналогом матрицы направляющих косинусов  $A$ , поэтому для того чтобы найти углы Эйлера-Крылова по параметрам Родрига-Гамильтона необходимо воспользоваться следующими равенствами:

$$\vartheta = \arcsin c_{21} = \arcsin(2\lambda_1\lambda_2 + 2\lambda_0\lambda_3) \quad (3.22)$$

$$\psi = \arctg \frac{-c_{31}}{c_{11}} = \arctg \left( -\frac{2\lambda_1\lambda_3 - 2\lambda_0\lambda_2}{2\lambda_1^2 + 2\lambda_0^2 - 1} \right) \quad (3.23)$$

$$\gamma = \arctg \frac{-c_{23}}{c_{22}} = \arctg \left( -\frac{2\lambda_2\lambda_3 - 2\lambda_0\lambda_1}{2\lambda_0^2 + 2\lambda_2^2 - 1} \right) \quad (3.24)$$

### 3.3.4 Анализ кинематических параметров

Для определения взаимного положения географического и связанного трехгранников с подвижным объектом используют углы Эйлера-Крылова, направляющие косинусы, параметры Родрига-Гамильтона и другие кинематические параметры. С математической точки зрения все кинематические параметры при описании алгоритмов идеальной работы БИНС приводят к одинаковым результатам. Все операции над этими параметрами в одном пространстве имеют взаимно однозначные аналоги во всех остальных пространствах.

При реализации численных алгоритмов чаще всего используются параметры Родрига-Гамильтона или кватернионов. Хоть и при интерпретации результатов исследований эти параметры менее наглядны, их применение при

описании углового движения твердого тела имеет множество достоинств в отличие от угловых переменных: линейность соответствующих кинематических уравнений, отсутствие особых положений тела, при которых кинематические уравнения вырождаются. Этими же преимуществами обладают и направляющие косинусы, однако, уравнения Пуассона имеют достаточно высокий – девятый порядок.

### 3.4 Модель ошибок БИНС

Рассмотренные принципы построения БИНС работают только тогда, когда все элементы бесплатформенной инерциальной навигационной системы не имеют погрешностей, а начальные условия заданы идеально. Вычисленные бесплатформенной инерциальной системой навигационные параметры, при отсутствии ошибок измерения угловых скоростей и ускорений будут «идеальными». Подобные навигационные алгоритмы (работающие без учета погрешностей) называются алгоритмом идеальной работы инерциальной навигационной системы. Возмущениями для БИНС служат ошибки чувствительных датчиков и ввода начальных значений. В возмущенном движении БИНС интерес представляет отклонение от невозмущенного. Уравнения, описывающие отклонение переменных в состоянии возмущенного движения от значений, полученных при «идеальном» движении называют уравнениями ошибок. Изучение и анализирование уравнений ошибок является одной из основных задач теории БИНС.

Расчет ошибок заключается в воздействие погрешностей элементов и неточного ввода начальных условий на погрешности выходных данных бесплатформенную навигационную систему.

Воздействие погрешностей позволяет рассчитать погрешности бесплатформенной инерциальной навигационной системы, для этого используются датчики с известными характеристиками ошибок, или отталкиваясь от определенной точности, можно предъявить требования к датчикам и установить допустимые погрешности начальной выставки. Производя анализ ошибок, можно добиться упрощения алгоритмов работы бортового вычислителя разработать требования к системе корректировки БИНС.

Составлять уравнения ошибок из большого количества погрешностей, присутствующих в инерциальной навигационной системе методически неправильно. Целесообразно иметь наименьшее число независимых параметров, определяющих состояние системы. Как правило, в инерциальной системе навигации в качестве параметров берут погрешности задания начальных условий

и инструментальные погрешности гироскопов и акселерометров. Другие погрешности можно свести к перечисленным погрешностям.

При анализе погрешностей бесплатформенных систем навигации решаются уравнения ошибок, получаемые при помощи уравнений в вариациях, которые представляют линеаризованные уравнения первого приближения относительно возмущений, действующих на систему. Такие уравнения обычно выводят формальной вариацией алгоритмов БИНС или в алгоритмы подставляют вместо независимых переменных суммы самой переменной и ее приращения. Из получившихся выражений вычитают первоначальные уравнения и пренебрегают квадратами приращений и их произведениями. В общем случае получают неоднородные линейные обыкновенные дифференциальные уравнения девятого порядка с переменными коэффициентами.

Рассмотрим возникновение погрешностей в северном канале БИНС. Пусть подвижный объект перемещается в плоскости меридиана вдоль поверхности неподвижной сферы Земли. На борту подвижного объекта размещены два линейных акселерометра с осями чувствительности, направленными по продольной оси  $OX$  и вертикальной оси  $OY$ , и гироскопический ДУС, способный измерять абсолютную угловую скорость  $\omega_z$ . Введем географическую систему координат  $OX_g Y_g Z_g$  с направлением осей на север, вдоль истинной вертикали вверх и на восток соответственно (рисунок 3.13).

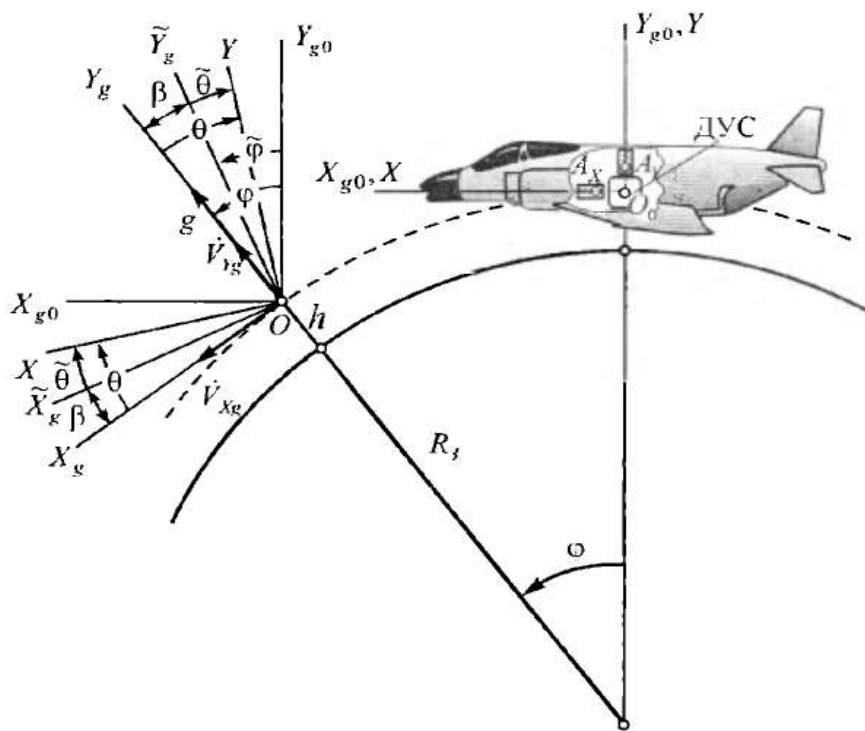


Рисунок 3.13 – Система координат БИНС

В начальный момент времени связанная система координат совпадает с географической  $O_o X_{g_0} Y_{g_0} Z_{g_0}$

Пусть подвижный объект переместился из точки  $O_o$  в  $O$ . С точкой  $O$  свяжем текущую  $O_o X_g, O_o Y_g$  и начальную ориентацию  $O_o X_{g_0}, O_o Y_{g_0}$  географических осей. Если было бы известно направление вертикали  $Y_g$  в каждый момент времени, то задача навигации была бы решена точно. Однако алгоритмы БИНС реализуют вертикаль  $OY_g$  с точностью до малой ошибки  $\beta$  (ошибки построения вертикали). В связи с этим введем вычисленную систему координат  $O\tilde{X}_g \tilde{Y}_g \tilde{Z}_g$ , повернутую относительно  $OX_g Y_g Z_g$  вокруг оси  $OZ_g$  на угол  $\beta$ . Положим, что летательный аппарат в точке  $O$  набирает высоту с углом тангажа  $\vartheta$ .

#### 3.4.1 Ошибки БИНС в случае неточного определения вертикали

Предположим, что акселерометры и гироскоп работают без ошибок, а вертикаль в начальный момент задана с ошибкой. Безошибочные показания акселерометров определяются равенствами (3.25). Пусть  $\dot{V}_{Yg} = 0$ , тогда

$$n_x = \dot{V}_{Xg} \cos\vartheta + g \sin\vartheta \quad (3.25)$$

$$n_y = g \cos\vartheta - \dot{V}_{Xg} \sin\vartheta$$

Для определения координат местоположения подвижного объекта необходимо перепроектировать показания акселерометров (3.25) в географическую систему координат, т.е. на оси  $OX_g$  и  $OY_g$ . Однако за счет неточного задания вертикали сигналы акселерометров (3.25) будут пересчитываться не на оси географического трехгранника, а на оси  $O\tilde{X}_g$  и  $O\tilde{Y}_g$  вычисленной системы координат  $O\tilde{X}_g \tilde{Y}_g \tilde{Z}_g$ . В этом случае получим

$$n_{\tilde{x}_g} = n_x \cos(\vartheta - \beta) - n_y \sin(\vartheta - \beta) \quad (3.26)$$

Подставив в (3.26) сигналы акселерометров (3.25) получим:

$$\begin{aligned} n_{\tilde{x}_g} &= (\dot{V}_{Xg} \cos\vartheta + g \sin\vartheta) \cos(\vartheta - \beta) - (g \cos\vartheta - \dot{V}_{Xg} \sin\vartheta) \sin(\vartheta - \beta) = \\ &= \dot{V}_{Xg} \cos\beta + g \sin\beta \end{aligned} \quad (3.27)$$

Для малого угла  $\beta$ :

$$n_{\tilde{x}_g} \approx \dot{V}_{Xg} + g\beta \quad (3.28)$$

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

На рисунке 3.12 видно, что

$$\beta = \varphi - \tilde{\varphi}, \quad (3.29)$$

где  $\tilde{\varphi}$  – значение широты, выбранной с помощью БИНС.

Полученное значение широты  $\tilde{\varphi}$  вырабатывается в результате интегрирования  $n_{\tilde{x}_g}$ . Дифференцируя уравнение 3.29 и делая некоторые преобразования, получаем:

$$\dot{\beta} = -\frac{1}{R} \int_0^t g \beta dt \quad (3.30)$$

Дифференцируя по времени обе части уравнения 3.30, имеем

$$\ddot{\beta} + \omega_0^2 \beta = 0, \quad (3.31)$$

где  $\omega_0 = \sqrt{\frac{g}{R}}$  – частота Шулера – это частота малых незатухающих колебаний в поле силы тяжести Земли физического маятника, длина равная расстоянию от объекта до центра Земли, которая движется на высоте  $h$ . Период Шулера равен  $T=84,4$ мин.

Если в начальный момент времени  $\beta(0) = 0, \dot{\beta}(0) = 0$ , то ошибка построения вертикали равна нулю. Если в начальный момент времени вертикаль задана с ошибкой  $\beta(0) = \beta_0$ , то вычисленная вертикаль будет совершать колебания относительно истинной вертикали с периодом Шулера.

$$\beta = \beta_0 \cos \omega_0 t \quad (3.32)$$

Ошибка в определении скорости подвижного объекта равна разности приборной скорости, полученной при однократном интегрировании сигналов акселерометров, и истинной скоростью подвижного объекта:

$$\Delta V_{Xg} = \tilde{V}_{Xg} - V_{Xg} = \int_0^t g \beta dt \quad (3.33)$$

Ошибка в определении скорости связана с ошибкой построения вертикали. Для случая неточного задания начального значения вертикали получим:

$$\Delta V_{Xg} = \frac{\beta_0 g}{\omega_0} \sin \omega_0 t \quad (3.34)$$

Интегрирую  $\Delta \dot{\varphi} = \frac{\Delta V_{Xg}}{R}$ , получаем ошибку определения широты

$$\Delta \varphi = \int_0^t \Delta \dot{\varphi} dt = \beta_0 (1 - \cos \omega_0 t) \quad (3.35)$$

Ошибка пройденного расстояния  $\Delta S$  равна:

$$\Delta S = \beta_0 R (1 - \cos \omega_0 t) \quad (3.36)$$

Ошибки БИНС, вызванные неточным заданием вертикали представлены на рисунке 3.14.

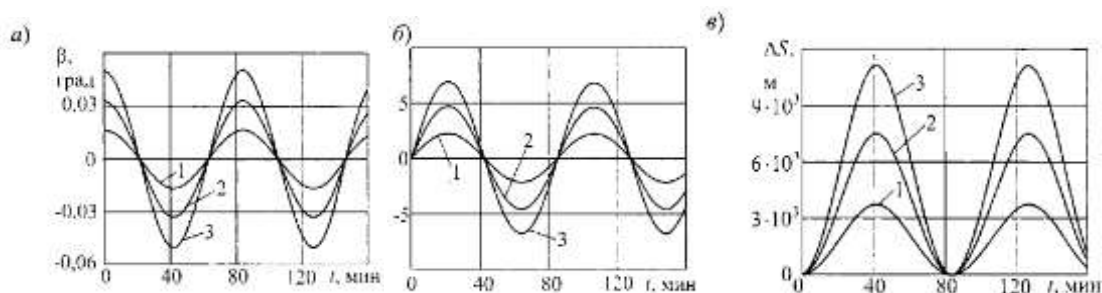


Рисунок 3.14 – Ошибки БИНС, вызванные неточным заданием вертикали:  
 а) ошибка построения вертикали, б) ошибка в определении скорости, в) ошибка в определении пройденного расстояния. 1 –  $\beta_0=1$  угл.мин, 2 –  $\beta_0=2$  угл.мин, 3 –  $\beta_0=3$  угл.мин.

### 3.4.2 Ошибки БИНС, вызванные погрешностями акселерометров

Пусть теперь в бесплатформенной системе навигации начальные условия выдержаны верно, а в показаниях акселерометров имеются погрешности, такие как смещение нуля  $\delta a_x$  и  $\delta a_y$ . Уравнения показаний акселерометров (3.25) равны:

$$\begin{aligned} n_x &= \dot{V}_{Xg} \cos \vartheta + g \sin \vartheta + \delta a_x \\ n_y &= g \cos \vartheta - \dot{V}_{Xg} \sin \vartheta + \delta a_y \end{aligned} \quad (3.37)$$

После перепроектирования сигналов акселерометров на ось  $O\tilde{X}_g$ , получим

$$n_{\tilde{x}_g} = \dot{V}_{Xg} \cos \beta + g \sin \beta + \delta a_x \cos(\vartheta - \beta) - \delta a_y \sin(\vartheta - \beta) \quad (3.38)$$

Используя тригонометрические функции разности аргументов с учетом малости угла  $\beta$ , уравнение кажущегося ускорения примет вид:

$$n_{\tilde{x}_g} = \dot{V}_{Xg} + g\beta + \delta a_{x_g} \quad (3.39)$$

где  $\delta a_{x_g} = \delta a_x \cos \vartheta - \delta a_y \sin \vartheta$  - проекция ошибок акселерометров на ребро  $O\tilde{X}_g$  географического трехгранника.

Уравнение для ошибки построения вертикали равно:

$$\dot{\beta} = -\frac{1}{R} \int_0^t (g\beta + \delta a_{x_g}) dt \quad (3.40)$$

Дифференцируя по времени обе части уравнения (3.40) получим:

$$\ddot{\beta} + \omega_0^2 \beta = -\frac{\delta a_{x_g}}{R}, \quad (3.41)$$

На погрешности БИНС влияют только ошибки акселерометра  $A_x$ , если угол тангажа  $\vartheta$  мал, то  $\delta a_{x_g} \approx \delta a_x - \delta a_y \vartheta \approx \delta a_x$ . Если  $\delta a_x = const$ , то при нулевых начальных условиях решение уравнения (3.41) имеет вид

$$\beta = \frac{\delta a_x}{g} (\cos \omega_0 t - 1) \quad (3.42)$$

Погрешности акселерометра вызывают колебания вычислительной вертикали с периодом Шулера на величину  $\beta = \frac{\delta a_x}{g}$ , при этом амплитуда колебаний равна  $\delta a_x/g$ .

Погрешности БИНС в определении скорости, широты и пройденного расстояния имеют вид:

$$\Delta V_{Xg} = \frac{\delta a_x}{\omega_0} \sin \omega_0 t \quad (3.43)$$

$$\Delta \varphi = \int_0^t \Delta \dot{\varphi} dt = \frac{\delta a_x}{g} (1 - \cos \omega_0 t) \quad (3.44)$$

$$\Delta S = \frac{\delta a_x}{\omega_0^2} (1 - \cos \omega_0 t) \quad (3.45)$$

Ошибки БИНС для различных значений погрешности акселерометра приведены на рисунке 3.15.

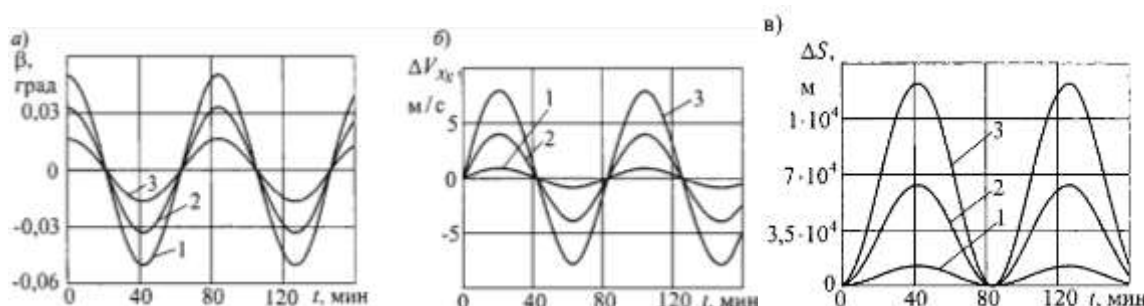


Рисунок 3.15 – Ошибки БИНС, вызванные смещением нуля акселерометра: а) ошибка построения вертикали, б) ошибка в определении скорости, в) ошибка в определении пройденного расстояния. 1 –  $\delta a_x=10^{-4}$ , 2 –  $\delta a_x=5 \cdot 10^{-4}$ , 3 –  $\delta a_x=10^{-3}$ .

### 3.4.3 Ошибки БИНС, вызванные дрейфом гироскопов

Пусть начальные данные выдержаны верно, акселерометр работает идеально, а датчик угловой скорости измеряет абсолютную угловую скорость подвижного объекта с ошибкой  $\varepsilon$ . Найдем ошибку в определении угла тангажа. Угол тангажа находится как результат интегрирования относительной угловой скорости связанного трехгранника

$$\vartheta = \int_{t_0}^t (\omega_Z - \omega_{Zg}) d\tau + \vartheta(t_0) \quad (3.46)$$

Наличие собственного дрейфа гироскопа  $\varepsilon$  приведет к погрешности в определении проекций  $\omega_Z$  и  $\omega_{Zg}$  абсолютной угловой скорости связанного и географического трехгранников соответственно. Расчетное значение угла тангажа можно представить в виде

$$\tilde{\vartheta} = \int_{t_0}^t (\omega_Z + \varepsilon - \tilde{\omega}_{Zg}) d\tau + \vartheta_0 \quad (3.47)$$



где  $\tilde{\omega}_{zg}$  - рассчитанная с помощью БИНС проекция угловой скорости географического трехгранника. В уравнении (3.47) положено, что начальное значение угла тангажа  $\vartheta_0$  выведено точно.

Вычтем из расчетного тангажа истинное значение тангажа, в результате чего получим ошибку в определении угла  $\vartheta$ .

$$\Delta\vartheta = \tilde{\vartheta} - \vartheta = \int_{t_0}^t (\varepsilon - \Delta\omega_{zg}) d\tau \quad (3.48)$$

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

Дифференцируя (3.48) получаем:

$$\Delta\dot{\vartheta} = \varepsilon - \Delta\omega_{zg} \quad (3.49)$$

Связь между истинным и вычисленным значением тангажа определяется равенством

$$\Delta\vartheta = -\beta \quad (3.50)$$

Таким образом, при одноканальном анализе БИНС ошибка выработки тангажа равна ошибке построения вертикали с обратным знаком. Уравнение примет вид:

$$\dot{\beta} = \Delta\omega_{zg} - \varepsilon \quad (3.51)$$

Так как  $\Delta\omega_{zg} = -\frac{\Delta V_{Xg}}{R}$ , находим уравнение для ошибки построения вертикали с учетом дрейфа гироскопа

$$\dot{\beta} = -\frac{\Delta V_{Xg}}{R} - \varepsilon \quad (3.52)$$

Для случая постоянного дрейфа получаем уравнение:

$$\ddot{\beta} + \omega_0^2 \beta = 0, \quad (3.53)$$

При  $\beta(0) = 0$ , получим решение уравнения в виде

$$\beta = \frac{\varepsilon}{\omega_0} \sin \omega_0 t \quad (3.54)$$

Ошибки в определении скорости, широты и пройденного расстояния равны:

$$\Delta V_{Xg} = \varepsilon R (\cos \omega_0 t - 1) \quad (3.55)$$

$$\Delta\varphi = \int_0^t \Delta\dot{\varphi} dt = \frac{\varepsilon}{\omega_0} (\sin \omega_0 t - \omega_0 t) \quad (3.56)$$

$$\Delta S = \frac{\varepsilon R}{\omega_0} (\sin \omega_0 t - \omega_0 t) \quad (3.57)$$

В ошибке определения скорости имеется постоянная составляющая, пропорциональная радиусу Земли. Наличие этой постоянной составляющей приводит к накапливающей погрешности при определении широты и пройденного расстояния (рисунок 3.16).

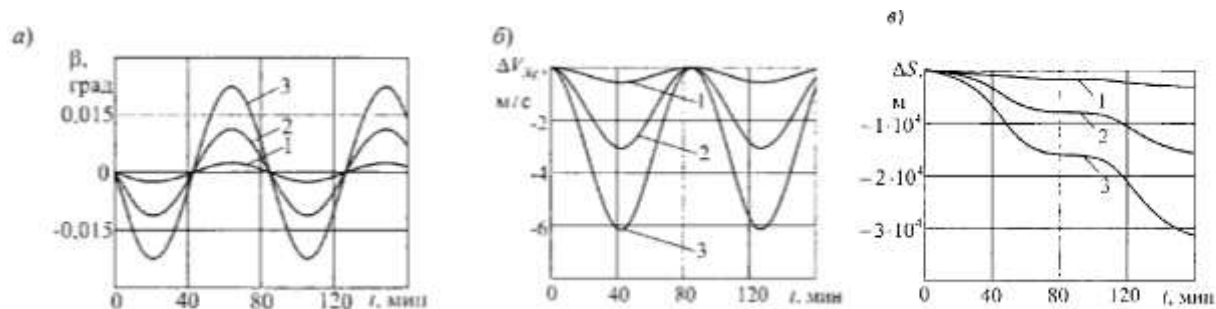


Рисунок 3.16 – Ошибки БИНС, вызванные дрейфом гироскопа: а) ошибка построения вертикали, б) ошибка в определении скорости, в) ошибка в определении пройденного расстояния. 1 –  $\varepsilon = 0,01$  град/час, 2 –  $\varepsilon = 0,05$  град/час, 3 –  $\varepsilon = 0,1$  град/час

### 3.4.4 Ошибки вертикального канала БИНС

Рассмотрим погрешности вертикального канала, вызванные ошибкой компенсации ускорения силы тяжести  $g$ .

Пусть чувствительные элементы БИНС работают без ошибок, а начальные данные введены точно. Ошибка определения вертикальной скорости подвижного объекта равна разности вычисленной и истинной вертикальной скоростью

$$\Delta V_{Yg} = \tilde{V}_{Yg} - \Delta V_{Yg} = \int_0^t (\dot{V}_{Yg} + g - \tilde{g}) dt - \int_0^t \dot{V}_{Yg} dt, \quad (3.58)$$

где  $\tilde{g}$  – ускорение силы тяжести, которое вводится в алгоритм вертикального канала БИНС для компенсации истинного значения  $g$  на основе модели гравитационного поля Земли.

Погрешность определения вертикальной скорости равна:

$$\Delta V_{Yg} = - \int_0^t \Delta g dt, \quad (3.59)$$

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

Очевидно, что ошибка в определении высоты имеет вид:

$$\Delta h = - \int_0^t \Delta V_{Yg} dt. \quad (3.60)$$

Полагая  $\Delta g = const$ , получаем

$$\Delta V_{Yg} = -\Delta g t, \quad \Delta h = -\frac{\Delta g t^2}{2}. \quad (3.61)$$

Из формул (3.61) можно выявить, что ошибки в определении вертикальной скорости и высоты с помощью БИНС растут неограниченно. Аналогичные ошибки будут иметь вертикальный канал БИНС в случае смещения нуля акселерометра. Беспредельный рост ошибок вертикального канала БИНС называется неустойчивостью этого канала.

Ограниченность ошибок горизонтальных каналов обусловлено исключительно лишь действием на акселерометры вектора ускорения силы

тяжести  $g$ . Гравитационные силы играют в алгоритмах БИНС такую же положительную роль, как и в платформенных ИНС, благодаря вектору ускорения силы тяжести ошибки БИНС остаются ограниченными.

### 3.4.5 Структурная схема ошибок северного канала БИНС

Система уравнений, которая характеризует ошибки северного канала имеет вид:

$$\begin{cases} \dot{\beta} = -\frac{\Delta V_{Xg}}{R} - \varepsilon \\ \Delta \dot{V}_{Xg} = g\beta + \delta a_{Xg} \\ \Delta \dot{\phi} = \frac{\Delta V_{Xg}}{R} \\ \Delta \dot{\vartheta} = -\beta \end{cases} \quad (3.62)$$

С учетом уравнений (3.62) и алгоритмов идеальной работы, структурную схему северного канала БИНС с учетом погрешностей акселерометром и гироскопа можно представить в виде, показанном на рисунке 3.17.

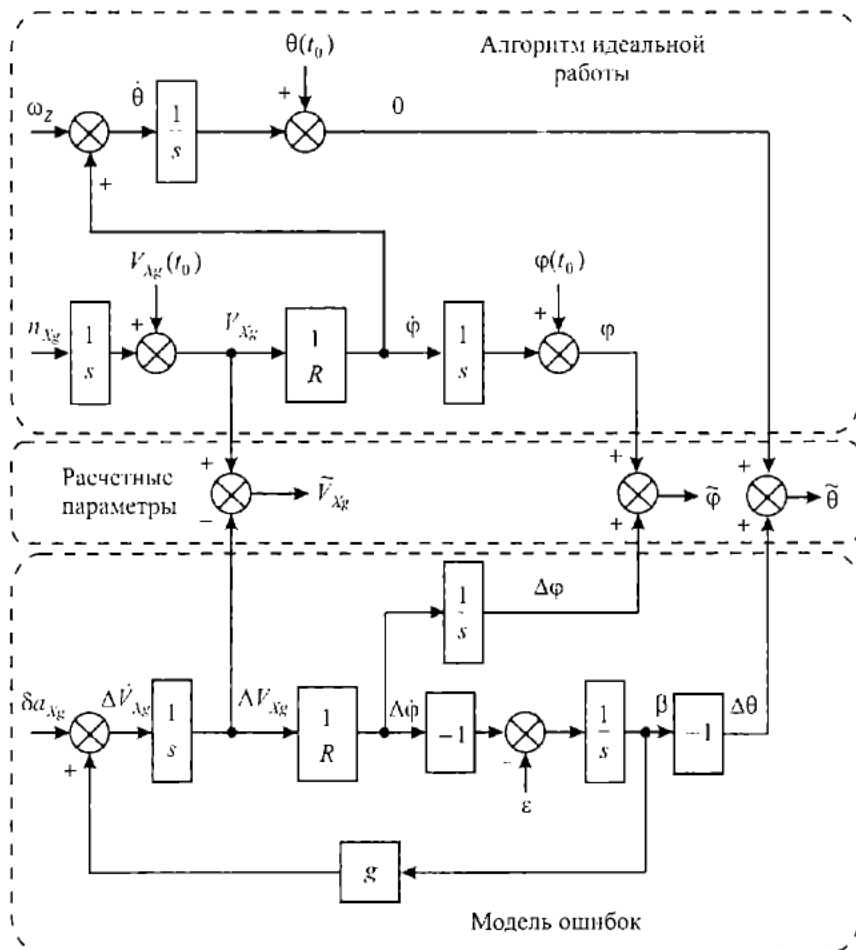


Рисунок 3.17 – Структурная схема северного канала БИНС с учетом погрешностей акселерометров и гироскопа

### 3.4.6 Скалярная модель ошибок БИНС

Ошибки угловой скорости географического трехгранника  $\Delta\omega_g$  равны разности расчетных и истинных значений угловых скоростей географического трехгранника и имеют вид:

$$\begin{cases} \Delta\omega_{x_g} = \tilde{\omega}_{x_g} - \omega_{x_g} = U\cos\tilde{\varphi} + \frac{\tilde{V}_{z_g}}{R} - U\cos\varphi - \frac{V_{z_g}}{R} \\ \Delta\omega_{y_g} = U\sin\tilde{\varphi} + \frac{\tilde{V}_{z_g}}{R}tg\tilde{\varphi} - U\sin\varphi - \frac{V_{z_g}}{R}tg\varphi \\ \Delta\omega_{z_g} = -\frac{\tilde{V}_{x_g}}{R} - \left(-\frac{V_{x_g}}{R}\right) \end{cases} \quad (3.63)$$

Вычисленные параметры представим в виде суммы истинного значения этого параметра и малой ошибки

$$\tilde{\varphi} = \varphi + \Delta\varphi, \tilde{V}_{x_g} = V_{x_g} + \Delta V_{x_g}, \tilde{V}_{z_g} = V_{z_g} + \Delta V_{z_g}, \tilde{R} = R + \Delta R, \quad (3.64)$$

и пренебрегая величинами второго и более высокого порядка малости, получаем

$$\begin{cases} \Delta\omega_{x_g} = \frac{\Delta V_{z_g}}{R} - U\Delta\varphi\sin\varphi - \frac{V_{z_g}}{R^2}\Delta R \\ \Delta\omega_{y_g} = \frac{\Delta V_{z_g}}{R}tg\varphi + \left(U\cos\varphi + \frac{V_{z_g}}{R\cos^2\varphi}\right)\Delta\varphi - \frac{V_{z_g}}{R^2}\Delta Rtg\varphi \\ \Delta\omega_{z_g} = -\frac{\Delta V_{x_g}}{R} + \frac{V_{x_g}}{R^2}\Delta R \end{cases} \quad (3.65)$$

Классическая модель погрешностей задачи ориентации имеет вид:

$$\begin{cases} \dot{\alpha} = \omega_{x_g}\beta - \omega_{z_g}\chi - \varepsilon_{y_g} + U\Delta\varphi\cos\varphi + \frac{\Delta V_{z_g}}{R}tg\varphi + \frac{V_{z_g}\Delta\varphi}{R\cos^2\varphi} - \frac{V_{z_g}}{R^2}\Delta Rtg\varphi \\ \dot{\beta} = \omega_{y_g}\chi - \omega_{x_g}\alpha - \varepsilon_{z_g} - \frac{\Delta V_{x_g}}{R} + \frac{V_{x_g}}{R^2}\Delta R \\ \dot{\chi} = \omega_{z_g}\alpha - \omega_{y_g}\beta - \varepsilon_{x_g} - \frac{\Delta V_{z_g}}{R} - U\Delta\varphi\sin\varphi - \frac{V_{z_g}}{R^2}\Delta R \end{cases} \quad (3.66)$$

Модель погрешностей вычисления составляющих вектора линейной скорости на навигационные оси можно представить в виде:

$$\begin{cases} \Delta\dot{V}_{x_g} = n_{y_g}\beta - n_{z_g}\alpha + \delta a_{x_g} - \Delta a_{x_g}^k \\ \Delta\dot{V}_{y_g} = n_{z_g}\chi - n_{x_g}\beta + \delta a_{y_g} - \Delta a_{y_g}^k \\ \Delta\dot{V}_{z_g} = n_{x_g}\alpha - n_{y_g}\chi + \delta a_{z_g} - \Delta a_{z_g}^k \end{cases} \quad (3.67)$$

Погрешности «вредных» ускорений равны разности расчетных и истинных значений ускорений, которые нужно скомпенсировать с последующим разложением в ряд Тейлора около истинных значений. В линейном приближении ошибки компенсации «вредных» ускорений имеют вид:

$$\left\{ \begin{array}{l} \Delta a_{X_g}^k = 2 \left( \frac{V_{z_g}}{R} \operatorname{tg} \varphi + U \sin \varphi \right) \Delta V_{z_g} + \left( \frac{V_{z_g}^2}{R \cos^2 \varphi} + 2U \cos \varphi \right) \Delta \varphi + \\ \quad + \frac{V_{Y_g}}{R} \Delta V_{X_g} + \frac{V_{X_g}}{R} \Delta V_{Y_g} \\ \Delta a_{Y_g}^k = -2 \left( \frac{V_{z_g}}{R} + U \cos \varphi \right) \Delta V_{z_g} - \frac{2V_{X_g}}{R} \Delta V_{X_g} + 2U \sin \varphi \Delta \varphi + \Delta g \\ \Delta a_{Z_g}^k = \left( \frac{V_{Y_g}}{R} - \frac{V_{X_g}}{R} \operatorname{tg} \varphi \right) \Delta V_{z_g} + \left( \frac{V_{z_g}}{R} + 2U \cos \varphi \right) \Delta V_{Y_g} - \\ - \left( \frac{V_{z_g}}{R} \operatorname{tg} \varphi + U \sin \varphi \right) \Delta V_{X_g} - \left( \frac{V_{X_g} V_{z_g}}{R \cos^2 \varphi} + 2UV_{X_g} \cos \varphi + 2UV_{Y_g} \sin \varphi \right) \Delta \varphi \end{array} \right. \quad (3.68)$$

где  $\Delta g$  - погрешность компенсации ускорения силы тяжести.

Аналогично определим погрешности вычисления координат места  $\varphi, \lambda, h$ :

$$\left\{ \begin{array}{l} \Delta \dot{\varphi} = \dot{\tilde{\varphi}} - \dot{\varphi} = \frac{\tilde{V}_{X_g}}{\tilde{R}} - \frac{V_{X_g}}{R} = \frac{\Delta V_{X_g}}{R} - \frac{V_{X_g}}{R^2} \Delta R \\ \Delta \dot{\lambda} = \frac{\tilde{V}_{z_g}}{\tilde{R} \cos \tilde{\varphi}} - \frac{V_{z_g}}{R \cos \varphi} = \frac{\Delta V_{z_g}}{R \cos \varphi} + \frac{V_{z_g}}{R \cos^2 \varphi} \Delta \varphi - \frac{V_{z_g}}{R^2 \cos \varphi} \Delta R \\ \Delta \dot{h} = \tilde{V}_{Y_g} - V_{Y_g} = \Delta V_{Y_g} \end{array} \right. \quad (3.69)$$

Таким образом, полная система уравнений ошибок БИНС в скалярной форме имеет вид:

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{\alpha} = \omega_{x_g} \beta - \omega_{z_g} \chi - \varepsilon_{Y_g} + U \Delta \varphi \cos \varphi + \frac{\Delta V_{z_g}}{R} \operatorname{tg} \varphi + \frac{V_{z_g} \Delta \varphi}{R \cos^2 \varphi} - \frac{V_{z_g}}{R^2} \Delta R \operatorname{tg} \varphi \\ \dot{\beta} = \omega_{Y_g} \chi - \omega_{X_g} \alpha - \varepsilon_{z_g} - \frac{\Delta V_{X_g}}{R} + \frac{V_{X_g}}{R^2} \Delta R \\ \dot{\chi} = \omega_{z_g} \alpha - \omega_{Y_g} \beta - \varepsilon_{X_g} - \frac{\Delta V_{z_g}}{R} - U \Delta \varphi \sin \varphi - \frac{V_{z_g}}{R^2} \Delta R \\ \Delta \dot{V}_{X_g} = n_{Y_g} \beta - n_{z_g} \alpha + \delta a_{X_g} - \Delta a_{X_g}^k \\ \Delta \dot{V}_{Y_g} = n_{z_g} \chi - n_{X_g} \beta + \delta a_{Y_g} - \Delta a_{Y_g}^k \\ \Delta \dot{V}_{z_g} = n_{X_g} \alpha - n_{Y_g} \chi + \delta a_{z_g} - \Delta a_{z_g}^k \\ \Delta \dot{\varphi} = \frac{\Delta V_{X_g}}{R} - \frac{V_{X_g}}{R^2} \Delta R \\ \Delta \dot{\lambda} = \frac{\Delta V_{z_g}}{R \cos \varphi} + \frac{V_{z_g}}{R \cos^2 \varphi} \Delta \varphi - \frac{V_{z_g}}{R^2 \cos \varphi} \Delta R \\ \Delta \dot{h} = \Delta V_{Y_g} \end{array} \right. \quad (3.70)$$

где  $\alpha$  – азимутальная ошибка БИНС,  $\beta, \chi$  – ошибки построения вертикали,  $\Delta \varphi, \Delta \lambda, \Delta h$  – ошибки в определении широты, долготы, высоты.

Входящие в уравнения ошибок БИНС проекции инструментальных погрешностей гироскопов и акселерометров определяются следующим образом:

$$\left\{ \begin{array}{l} \varepsilon_{X_g} = \varepsilon_X \cos \vartheta \cos \psi + \varepsilon_Y (\sin \vartheta \sin \psi - \cos \vartheta \cos \psi \sin \vartheta) + \\ \quad + \varepsilon_Z \sin \vartheta \cos \psi \sin \vartheta + \cos \vartheta \sin \psi \\ \varepsilon_{Y_g} = \varepsilon_X \sin \vartheta + \varepsilon_Y \cos \vartheta \cos \vartheta - \varepsilon_Z \sin \vartheta \cos \vartheta \\ \varepsilon_{Z_g} = -\varepsilon_X \cos \vartheta \sin \psi + \varepsilon_Y (\cos \vartheta \sin \psi \sin \vartheta + \sin \vartheta \cos \psi) + \\ \quad + \varepsilon_Z (\cos \vartheta \cos \psi - \sin \vartheta \sin \psi \sin \vartheta) \end{array} \right. \quad (3.71)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \delta a_{X_g} = \delta a_X \cos \vartheta \cos \psi + \delta a_Y (\sin \vartheta \sin \psi - \cos \vartheta \cos \psi \sin \vartheta) + \\ \quad + \delta a_Z \sin \vartheta \cos \psi \sin \vartheta + \cos \vartheta \sin \psi \\ \delta a_{Y_g} = \delta a_X \sin \vartheta + \delta a_Y \cos \vartheta \cos \vartheta - \delta a_Z \sin \vartheta \cos \vartheta \\ \delta a_{Z_g} = -\delta a_X \cos \vartheta \sin \psi + \delta a_Y (\cos \vartheta \sin \psi \sin \vartheta + \sin \vartheta \cos \psi) + \\ \quad + \delta a_Z (\cos \vartheta \cos \psi - \sin \vartheta \sin \psi \sin \vartheta) \end{array} \right. \quad (3.72)$$

где  $\varepsilon_X, \varepsilon_Y, \varepsilon_Z$  – дрейфы гироскопов,  $\delta a_X, \delta a_Y, \delta a_Z$  – ошибки акселерометров.

#### Вывод по главе

Математическая модель погрешностей БИНС описана системой неоднородных линейных обыкновенных дифференциальных уравнений, коэффициенты которых являются переменными. Уравнения модели являются неоднородными, потому что в модели присутствуют погрешности акселерометров и гироскопов, являющиеся для БИНС входными. Погрешности чувствительных датчиков могут быть либо постоянными по величине, либо переменными во времени. Погрешности гироскопов и акселерометров пересчитываются в географическую систему координат вместе полезной информацией, получаемой в связанной системе координат. Вследствие этого погрешности чувствительных элементов из-за не стационарности матрицы перехода будут нестационарными случайными. Так же, в модель погрешностей БИНС входят проекции абсолютной угловой скорости географического трехгранника и проекции кажущегося ускорения его вершины на ребра. Так что погрешности БИНС зависят от траектории движения центра масс подвижного объекта и его перемещения относительно центра масс.

Хотя инерциальная система навигации имеет преимущества перед другими системами навигации, такие как автономность и помехозащищенность, она имеет серьезный недостаток, как накопление погрешностей с течением времени. Чтобы устранить накопление погрешностей, инерциальные системы навигации объединяют в навигационные комплексы с навигационными системами, основанными на других физических принципах. Объединение информации навигационных систем осуществляется на основе моделей их погрешностей, которые в общем случае представляют собой случайные функции времени.

#### 4 МАШИННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СОБСТВЕННЫХ ЧАСТОТ КОНСТРУКЦИИ МЕТОДОМ КОНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ

При моделировании переходных процессов и вибраций необходимо иметь представление о параметрах собственных колебаний деталей. Анализ собственных частот является линейным. Такой анализ может учитывать эффекты затухания, игнорируя при этом пластическое течение материала и контактную жесткость.

Первым этапом в вибрационном исследовании является вычисление собственных частот конструкции. Цель данного этапа - определение степени опасности возможных резонансных режимов. Конструкция будет удовлетворять минимизации вызываемых ею дополнительных погрешностей прибора при воздействии вибрации, если опасные частоты не будут попадать в рабочий диапазон присутствующих внешних нагрузок. Если это не так, необходимо предпринимать меры к изменению конструкции: размещать собственные частоты конструкции вне ее рабочего диапазона. У любой детали существует большое множество частот свободных колебаний, которые образуют спектр. Каждой такой частоте ставится в соответствие своя форма колебаний. Форма колебаний определяется картиной знакопеременных смещений или прогибов и положением узловых линий. В узловых линиях перемещения бесконечно малы и считаются нулевыми. По разные стороны узловых линий смещения колеблющихся участков находятся в противофазе. Совокупность форм колебаний детали образуют спектр форм. Способ установки детали на вибростенде может изменять спектр частот и форм колебаний.

В дипломном проекте расчет собственных частот конструкции проводился с использованием программного продукта SolidWorks Simulation.

SolidWorks Simulation – представляет собой CAE модуль, в основе которого лежит метод конечных элементов. Первоначальное предназначение CAE модуля является проведение прочностного анализа. В настоящей дипломной работе CAE модуль использован для прогнозирования влияния конструкции прибора на появление дополнительных погрешностей в условиях эксплуатации, характеризующихся жесткими вибрационными воздействиями.

CAE – общее название для программ, производящих инженерные расчеты конструкций и анализ физических процессов, связанных с ними.

SolidWorks Simulation в качестве численного метода для анализа применяет метод конечных элементов. Применение метода конечных элементов обусловлено доступностью и универсальностью этого метода. Метод устроен

					24.04.02.2018.599.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ документа	Подпись	Дата		41

следующим образом: перед началом расчетов происходит разделение модели детали на множество малых геометрических форм. Данными формами сложная задача заменяется несколькими более простыми, которые будут решаться совместно для достижения эффективности расчета. Конечно-элементный метод зарекомендовал себя как эффективный численный метод, задачи в котором вычисляются путем решения дифференциальных уравнений. Данный метод распространен и повсеместно применяется в задачах механики твердого тела, гидродинамики и теплообмена.

Все малые формы, на которые разбивается деталь для применения метода конечных элементов, соприкасаются в общих точках, являющиеся узлами. Сам процесс разделения модели на малые формы (на конечные элементы) называют созданием сетки.

Поведение любого конечного элемента хорошо по всем возможным сценариям опоры и нагрузки. В методе используются элементы разных форм, основными формами являются: треугольные, четырехугольные и тетраэдральные конечные элементы.

Для разных тел и деталей применяются разные сетки. Для объемных тел применяют пространственные конечные элементы, которые создают тетраэдральную сетку. Для тонкостенных тел используются оболочечные элементы, формирующие треугольную сетку. Балочные конечные элементы используются в моделях, которые были созданы движением постоянного поперечного сечения по некоторой траектории, и определяется двумя конечными точками и поперечным сечением. Кроме сеток указанных выше, может применяться комбинированная сетка: если деталь имеет разную геометрию, объемы и тонкостенные части. Комбинированная сетка применяется автоматически.

Реакция в любой точке элемента интерполируется из реакции узлов элементов. Каждый узел полностью имеет ряд параметров, которые зависят от типа анализа и используемого элемента. Например, температура узла полностью описывает его реакцию в термическом анализе. При расчете конструкции, реакция узла описывается тремя перемещениями и тремя вращениями, являющимися степенями свободы (DOF).

Во время расчета SolidWorks разрабатывает уравнение, описывающее поведение каждого элемента, при этом учитывается его соединение с другими элементами. Уравнения объединяют реакцию с известными свойствами материала, ограничениями и нагрузками.

						24.04.02.2018.599.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ документа	Подпись	Дата			42



Следующим шагом работы программы является упорядочивание полученного уравнения в большую систему совместных алгебраических уравнений, описывающих поведение всех конечных элементов. На этом шаге решается задача отыскания неизвестных в уравнениях.

Существует два класса методов решения уравнений: прямой и итерационный. Прямые методы решения, используют точные числовые методы. Итерационные методы решения уравнений основаны на аппроксимации: в каждой итерации предполагается приближенное решение, а связанные с ним погрешности подсчитаны. Повторы продолжаются до тех пор, пока погрешности не станут удовлетворительными.

В SolidWorks можно проводить следующие исследования:

- статические исследования (или исследования напряжения). Исследования данного типа определяют перемещения, силы реакции, нагрузки, напряжения и распределение запаса прочности. Это исследование позволяет выявлять слабые места конструкции, которые могут привести к разрушению;

- частотные исследования. Подобные исследования позволяют оценить собственные частоты. Самая низкая собственная частота называется основной частотой. При каждой собственной частоте тело принимает определенную форму колебаний. Частотный анализ позволяет рассчитать собственные частоты и ассоциированные формы колебаний;

- динамические исследования. С помощью подобного типа исследований определяется реакция модели на внезапно приложенную нагрузку;

- термические исследования. При термическом исследовании на основе тепловыделения, теплопроводности, конвекции и условий излучения вычисляются температуры, градиент температуры и тепловой поток. Исследования такого рода помогут предусмотреть нежелательный режим работы, например, перегрев;

- исследования на ударную нагрузку. Исследованиями на ударную нагрузку оценивается влияние падения конструкции на твердый пол. При этом начальными условиями являются ускорение силы тяжести, высота с какой тело предстоит сбросить или скорость во время удара. Программа решает динамическую задачу в виде временной зависимости, используя эксплицитные методы интегрирования. Такие методы позволяют вести быстрые вычисления, но при этом, требуют использования малых временных инкрементов;

- исследования усталости (материалов). Позволяет моделировать повторяющиеся операции возникновения и снятия нагрузки с детали. На

основании исследования усталости вычисляется срок службы детали. Исследование основывается на событиях усталости материалов и кривых S-N. S-N показывает количество циклов, которое способно приводить к разрушению.

#### Вывод по главе

В настоящее время разработка деталей, узлов и тем более крупных изделий немыслима без применения систем автоматизированного проектирования (САПР). Применение данных программных продуктов значительно ускоряет время разработки готового изделия, улучшает производительность инженеров. Помимо этого, использование САПР позволяет предприятию экономить при разработке изделия. Это связано с тем, что в подобных программных пакетах можно проводить различные испытания, например, на определение собственных частот изделия. Процесс разработки является итерационным: после того, как деталь спроектирована – необходимо провести испытания, чтобы убедиться в соответствии ее требованиям технического задания. Если испытания показывают несоответствие какого-либо параметра детали – ее необходимо дорабатывать.

SolidWorks – представляет собой САПР, который позволяет виртуально проводить различные испытания детали, что отменяет необходимость изготовления каждого образца для реальных испытания. Этим достигается большая производительность и экономичность на производстве: промежуточные версии детали можно не изготавливать, переходя сразу к изготовлению отработанной детали. Но следует помнить, машинное моделирование не отменяет реальных испытаний на различных стендах.

					24.04.02.2018.599.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ документа	Подпись	Дата		44

## 5 ПРАКТИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ

### 5.1 Описание конструкции

За прототип БИНС была выбрана конструкция, которая представляет собой моноблок, состоящий из двух блоков: блок чувствительных элементов и блок электроники. Каждый из блоков имеет собственную систему виброзащиты. Блок чувствительных элементов установлен в корпусе с помощью двух амортизаторов (рисунок 5.1, рисунок 5.2).

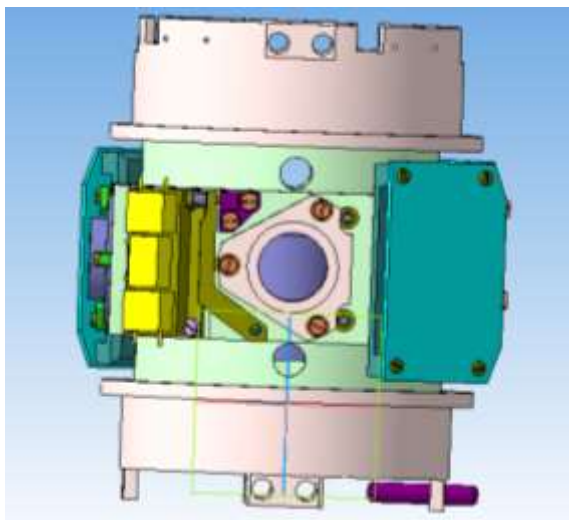


Рисунок 5.1 – 3-D модель прототипа БИНС

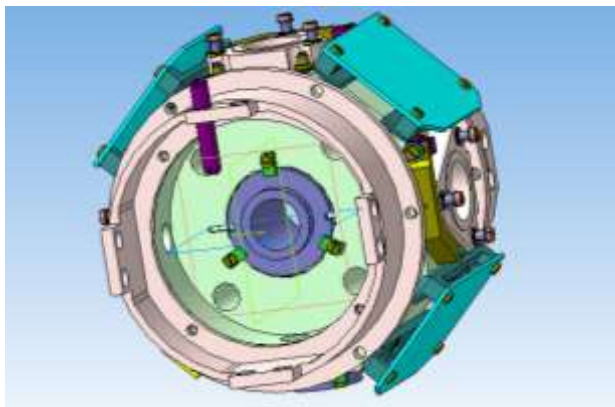


Рисунок 5.2 – 3-D модель прототипа БИНС

Главным недостатками прототипа являются большие масса и габариты. Для уменьшения габаритов блока чувствительных приборов, а значит и самого БИНС, были предприняты следующие меры: изменение компоновки чувствительных элементов, создание основания для размещения чувствительных элементов под разработанную компоновку. Разработанный блок чувствительных элементов устанавливается в переделанный под него корпус на одном амортизаторе. Разработанная конструкция основания была сбалансирована относительно амортизатора по всем трем осям. Процедура балансировки

необходима для исключения вибраций, которые могут оказывать влияние на показания чувствительных элементов. На рисунке 5.3 представлена 3-D модель основания под блок чувствительных элементов БИНС, на рисунке 5.4 представлена 3-D модель блока чувствительных элементов БИНС, а на рисунке 5.5 – 3-D модель корпуса БИНС.

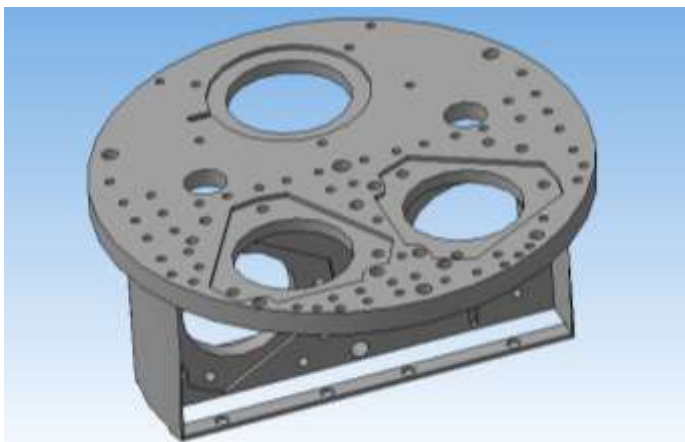


Рисунок 5.3 – 3-D модель основания

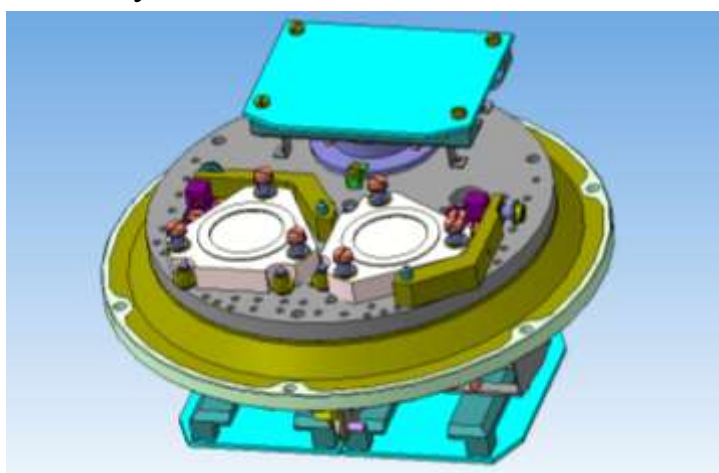


Рисунок 5.4 – 3-D модель блока чувствительных элементов на амортизаторе

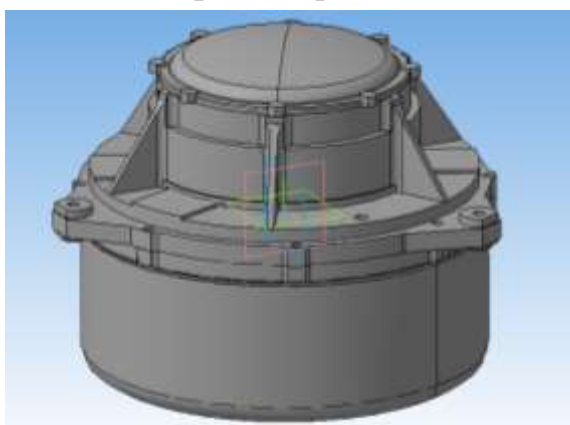


Рисунок 5.5 – 3-D модель корпуса БИНС

В качестве чувствительных элементов используются маятниковые акселерометры и динамически-настраиваемые гироскопы.

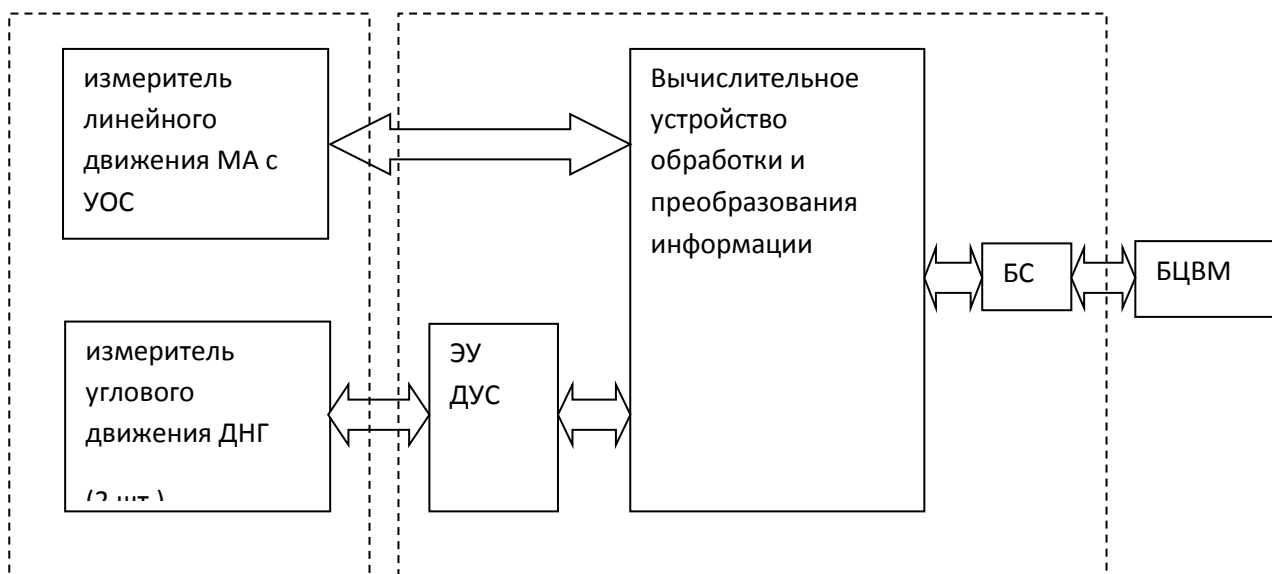


Рисунок 5.6 – Структурная схема БИНС

Маятниковые акселерометры, включающие в свой состав усилитель обратной связи, вырабатывают и передают в вычислительное устройство информацию о линейном ускорении и приращении линейной скорости за такт вопроса по 3м осям, связанным с осями чувствительности МА.

Два ДНГ совместно с электронными устройствами (ЭУ ДУС) образуют измерители угловой скорости по 4м осям, связанными с осями чувствительности ДНГ в режиме ДУС.

Вычислительное устройство обработки и преобразования информации проводит следующую основную обработку первичной информации МА и ДУС:

- преобразование систем координат осей чувствительности МА и ДУС и привязка ее к системе координат, связанной с корпусом БИНС.
- взаимный учет погрешностей, вызванных угловым движением и линейным ускорением.
- компенсацию систематических составляющих погрешностей МА и ДУС.
- компенсацию температурных составляющих погрешностей МА и ДУС.
- подготовку массивов выходной информации БИНС.

Блок связи (БС) осуществляет обмен информацией между БИНС и бортовой цифровой вычислительной машиной (БЦВМ).

## Описание структуры БИНС:

Принцип работы БИНС основан на измерении, посредством инерциальных чувствительных элементов, по 3м взаимно ортогональным осям правой ортогональной системы координат, связанной с корпусом, линейных ускорений и угловых скоростей, с последующим преобразователем их в приращении линейных скоростей и углов за такт опроса выходной информации.

БИНС построен на основе инерциальных чувствительных элементов компенсационного типа. На базе 2х взаимно ортогонально ориентированных динамически настраиваемых гироскопах (ДНГ) организованы два двухосных измерителя угловых скоростей (ИУС); на базе 3х маятниковых акселерометров (МА) со взаимно ортогональными осями чувствительности - три одноосных измерителя кажущихся линейных ускорений (ИЛУ).

Каждый функциональный канал ИЛУ состоит из маятникового чувствительного элемента акселерометра и блока электроники, устанавливаемых на амортизированной части блока чувствительных элементов, там же установлены два динамически настраиваемых гироскопа. Амортизаторы блока чувствительных элементов равно жесткие.

В каждый функциональный канал ИУС, помимо ДНГ, входит блок электронных устройств, реализующий функции систем управления: системы управления вращением ротора ДНГ и двухосной измерительной следящей системы – обеспечивающих работу ДНГ в режиме двухосного измерителя угловых скоростей и двухосного измерителя приращений угла.

ИУС представляет собой однокольцевой прецессионный динамически настраиваемый гироскоп с монолитным подвесом, упругие элементы которого работают на изгиб. Прибор имеет магнитоэлектрический двигатель с немагнитным статором, датчик момента (ДМ) и датчик угла (ДУ), работающий за счет неравномерности магнитной индукции в рабочем зазоре ДМ. ДМ и ДУ конструктивно совмещены в виде двух координатного датчика угла и момента (ДУМ). Ротор ДУМ является носителем кинетического момента гироскопа.

Подшипники прибора устанавливаются в корпус подшипникового узла через специальные упругие элементы, обеспечивающие стабильность осевого натяга и вибрационного состояния подшипникового узла. С этой целью корпус подшипникового узла и вал выполнены из одного материала. Во внутренней полости прибора имеется термодатчик в виде катушки из медного провода .

В качестве измерителя приращения кажущей скорости предполагается использовать прибор, который является одноосным маятниковым

					24.04.02.2018.599.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ документа	Подпись	Дата		48

акселерометром компенсационного типа с упругим подвесом и жидкостным демпфированием инерционной массы, с преобразователем выходной информации в цифровой код и предназначен для измерения проекции приращения кажущейся скорости на ось чувствительности. Чувствительным элементом прибора является физический маятник на упругом подвесе, имеющий одну степень свободы. При наличии ускорения в направлении измерительной оси момент инерционных сил отклоняет маятник от нулевого положения.

Емкостный датчик угла датчика угла производит преобразования угла поворота маятника в электрический сигнал. Сигнал датчика угла поступает на усилитель обратной связи УОС. Усилитель формирует ток, который поступает в обмотку магнитоэлектрического датчика силы и в канал преобразования аналогового сигнала в цифровой код. Момент, возникающий при взаимодействии тока, протекающего в обмотке датчика силы, с полем постоянного магнита, уравнивает момент, обусловленный действующим ускорением. Ток, протекающий в обмотке датчика силы, пропорционален действующему ускорению. Выходная информация о приращении кажущейся скорости за такт опроса выдается усилителем обратной связи в цифровой форме по магистрали. Кроме этого передается информация о величине действующего ускорения.

В таблице 5.1 представлено сравнение массогабаритных характеристик прототипа и разработанного БИНС:

Таблица 5.1. Сравнительная таблица

	Прототип БИНС		Разработанная БИНС	
	Блок чувствительных элементов	Масса	1415 г	Масса
Площадь		194754 мм <sup>2</sup>	Площадь	115975 мм <sup>2</sup>
Объем		372244 мм <sup>3</sup>	Объем	139602 мм <sup>3</sup>
Средняя часть корпуса	Масса	1965 г	Масса	1461 г
Сборка БИНС (блок чувствительных элементов, блок электроники, корпус)	Масса	6000 г	Масса	4980 г

## 5.2 Постановка задачи

Блок чувствительных элементов предназначен для обеспечения устойчивой работы ДНГ и акселерометров в условиях жестких динамических воздействий: вибраций и ударов. Поэтому вопрос виброустойчивости для него принципиально важен. ДНГ сам по себе обеспечивает требуемую виброустойчивость, но при условии защиты от вибровоздействий на частотах конструктивного резонанса РВГ. Последнее обстоятельство, а так же заданное в

ТЗ требование моноблочного конструктивного исполнения обуславливает требования к динамическим характеристикам конструкции блока: конструкция блока не должна создавать условия для ДНГ, ухудшающие их потенциальные точностные характеристики. Частоты собственных колебаний основных элементов конструкции не должны располагаться в промежутках между 273-275 Гц, 470 Гц, 800-950 Гц, 1410-1590 Гц, 2184-2200 Гц (частота вращения ротора ДНГ, нутационная частота ДН, осевой и радиальный конструктивные резонансы подвеса ротора ДНГ в шарикоподшипниках). Поэтому разработанные детали: основание блока чувствительных элементов и корпус необходимо промоделировать и определить частоты собственных колебаний с помощью программы “Solid Works”.

Рассмотрим модальный анализ основания, блока чувствительных элементов, блока чувствительных элементов с амортизатором и сборки корпуса.

### 5.3 Модальный анализ основания

Иллюстрация первой моды колебаний основания приведена на рисунке 5.7.

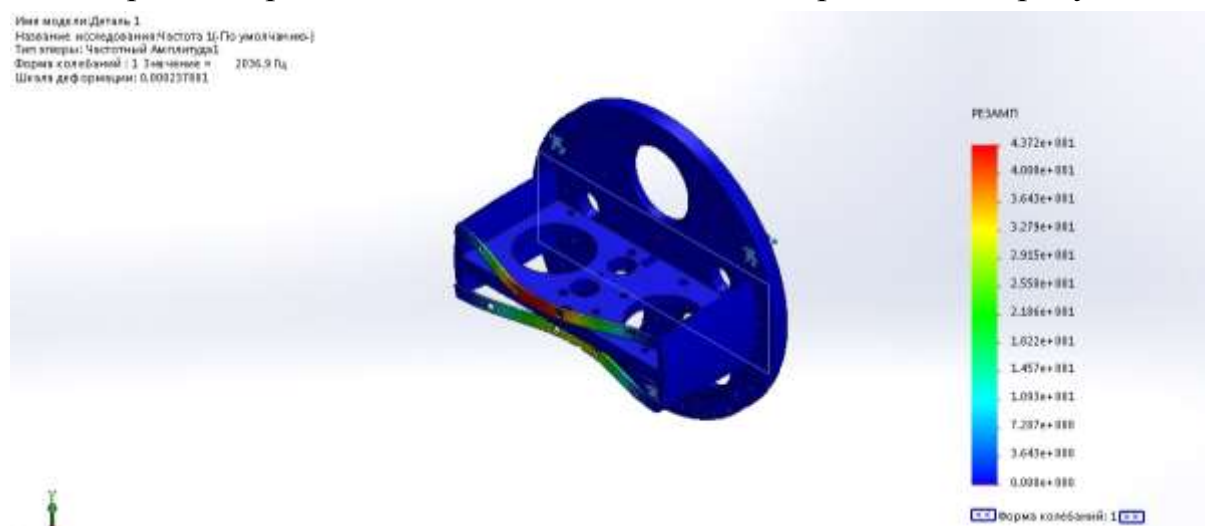


Рисунок 5.7 – Первая мода колебаний основания

Первая резонансная частота колебаний, равная 2036,9 Гц, влияет только на элементы конструкции, на которые устанавливаются УОС. Данная частота не находится в зоне опасных (критических) для ДНГ частот и не будет оказывать влияния на показания прибора.



Имя модели: Деталь 1  
 Название исследования: Частота 1: (По умолчанию)  
 Тип эл.пер.: Частотный Амплитуды  
 Форма колебаний: 2 Значение: 2041,7 Гц  
 Шкала деформации: 0,001237256

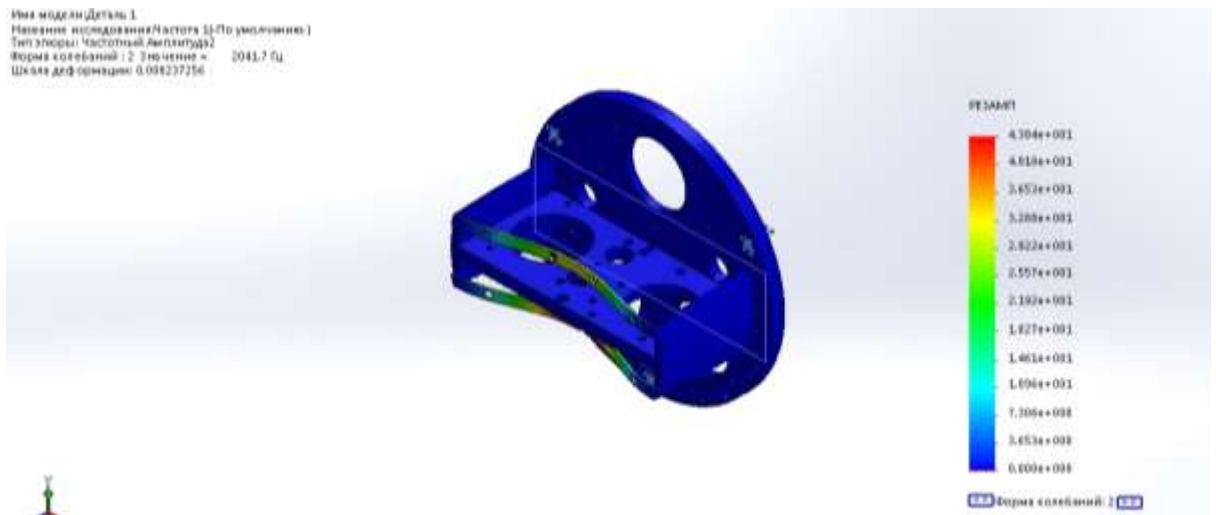


Рисунок 5.8 – Вторая мода колебаний основания

Как видно из рисунка 5.8, вторая резонансная частота колебаний влияет только на элементы конструкции, на которые устанавливаются УОС. Данная частота составляет 2041,7 Гц, и она также не входит в зоны опасных для ДНГ частот, поэтому также не будет оказывать влияния на показания прибора.

Имя модели: Деталь 1  
 Название исследования: Частота 1: (По умолчанию)  
 Тип эл.пер.: Частотный Амплитуды  
 Форма колебаний: 3 Значение: 4309,3 Гц  
 Шкала деформации: 0,001993316

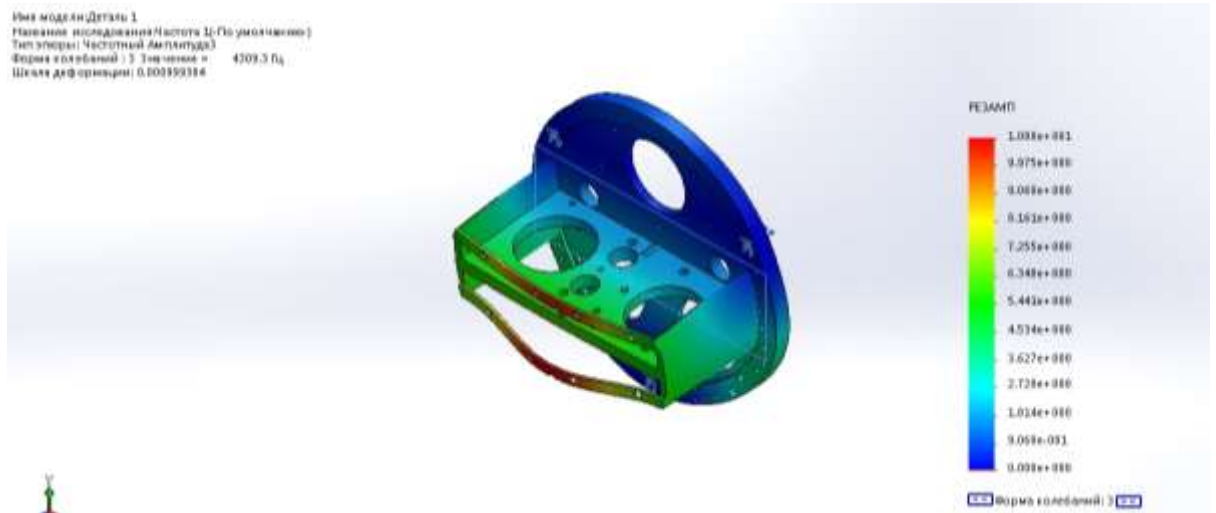


Рисунок 5.9 – Третья мода колебаний основания

Третья резонансная частота колебаний основания составляет 4309,3 Гц, а деформация всего 0,00099 мм, что говорит об очень высокой прочности и виброустойчивости прибора и не представляет никакой опасности для точностных параметров. В таблице 5.2 представлены результаты собственных частот основания БИНС:

Таблица 5.2 – Таблица результатов испытаний

Количество частот	Рад/сек	Герц	Секунды
1	12798	2036.9	0.00049093
2	12828	2041.7	0.00048979
3	27076	4309.3	0.00023205

Изм.	Лист	№ документа	Подпись	Дата
------	------	-------------	---------	------

24.04.02.2018.599.00 ПЗ

Лист

51

#### 5.4 Модальный анализ блока чувствительных элементов

Иллюстрация первой моды колебаний блока чувствительных элементов приведена на рисунке 5.10.

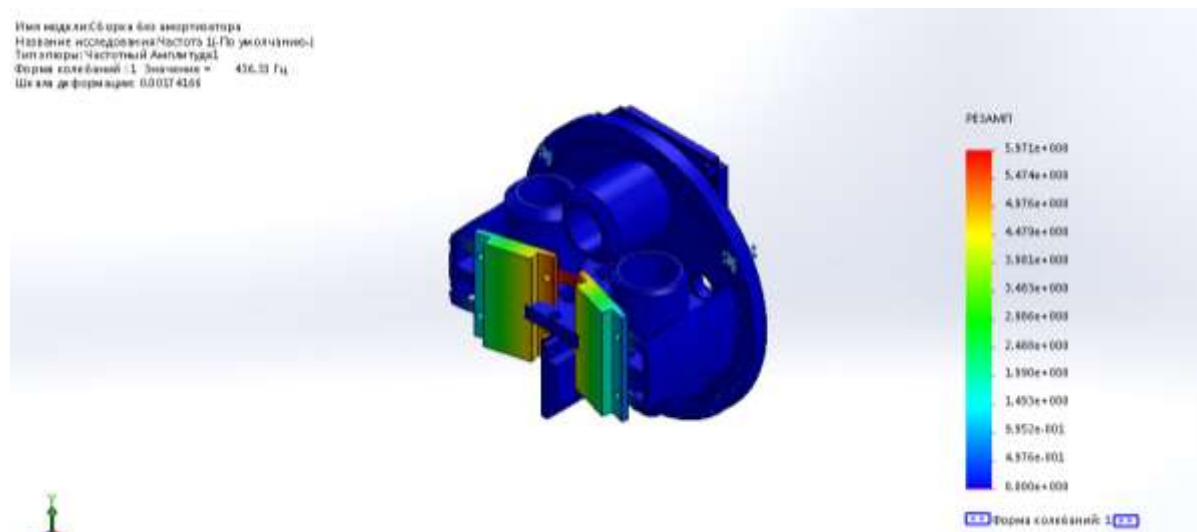


Рисунок 5.10 – Первая мода колебаний блока чувствительных элементов

Как видно из рисунка 5.10, деформации подвергаются элементы конструкции, на которые устанавливаются УОС. Данная частота составляет 436,33 Гц; она не входит в зоны опасных для ДНГ частот, поэтому не будет оказывать влияния на показания прибора.

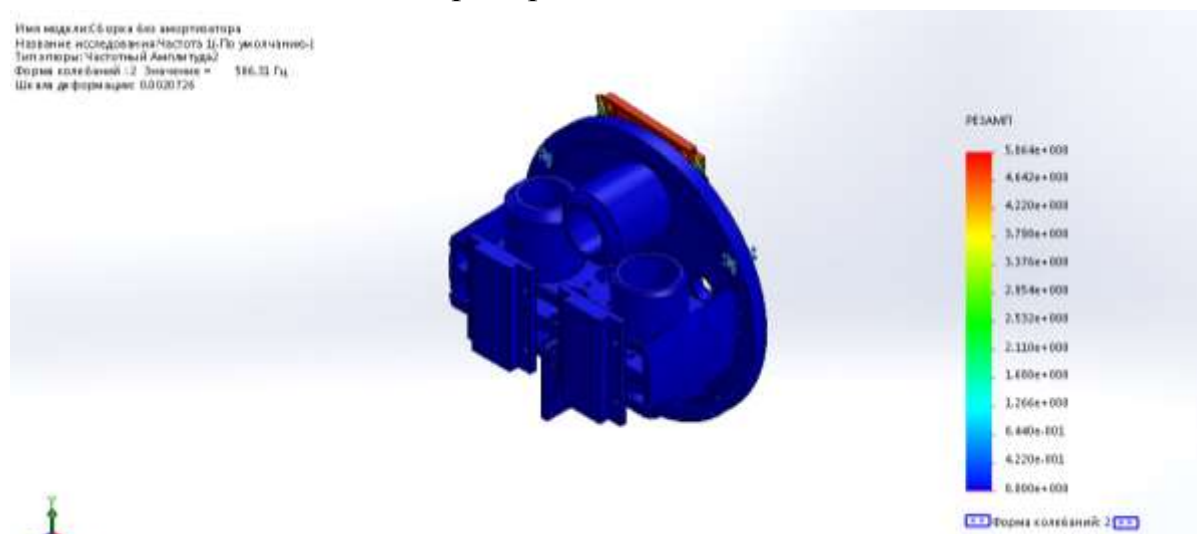


Рисунок 5.11 – Вторая мода колебаний блока чувствительных элементов

Как видно из рисунка 5.11, деформации подвергаются элементы конструкции, на которые устанавливаются УОС. Данная частота составляет 586,31 Гц и она не входит в зоны опасных для ДНГ частот, поэтому не будет оказывать влияния на показания прибора. Условная деформация равна 0,002 мм.

Имя модели: СБ-орка без инвертиатора  
 Название исследования: Частота Ц.П. (умолчанию)  
 Тип анализа: Частотный Анализ моды  
 Форма колебаний: 3 Значение: 983,08 Гц  
 Шкала деформации: 0,00170593

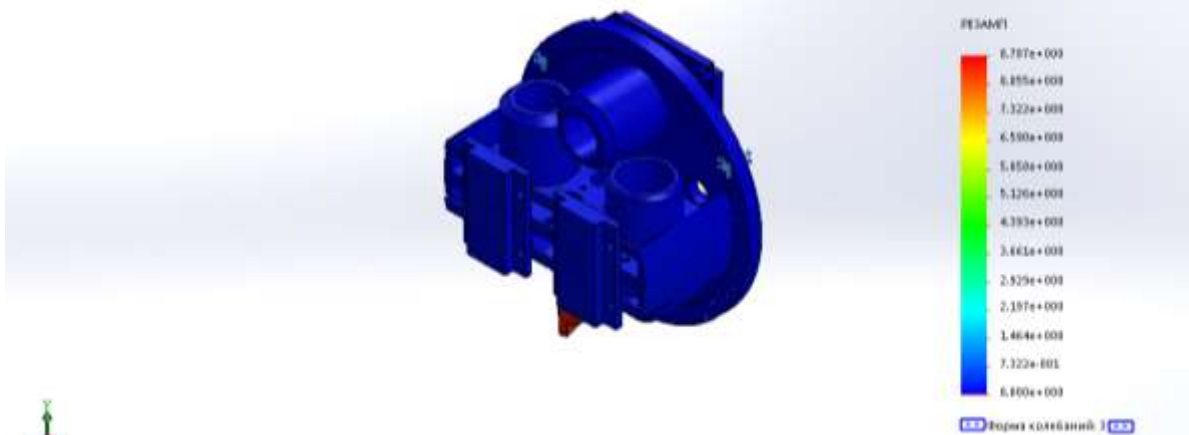


Рисунок 5.12 – Третья мода колебаний блока чувствительных элементов

Как видно из рисунка 5.12, деформации подвергается кронштейн, на который устанавливаются конденсаторы. Данная частота составляет 983,08 Гц и она не входит в зоны опасных для ДНГ частот, поэтому не будет оказывать влияния на показания прибора. Условная деформация равна 0,001 мм.

Имя модели: СБ-орка без инвертиатора  
 Название исследования: Частота Ц.П. (умолчанию)  
 Тип анализа: Частотный Анализ моды  
 Форма колебаний: 4 Значение: 1705,8 Гц  
 Шкала деформации: 0,00173713

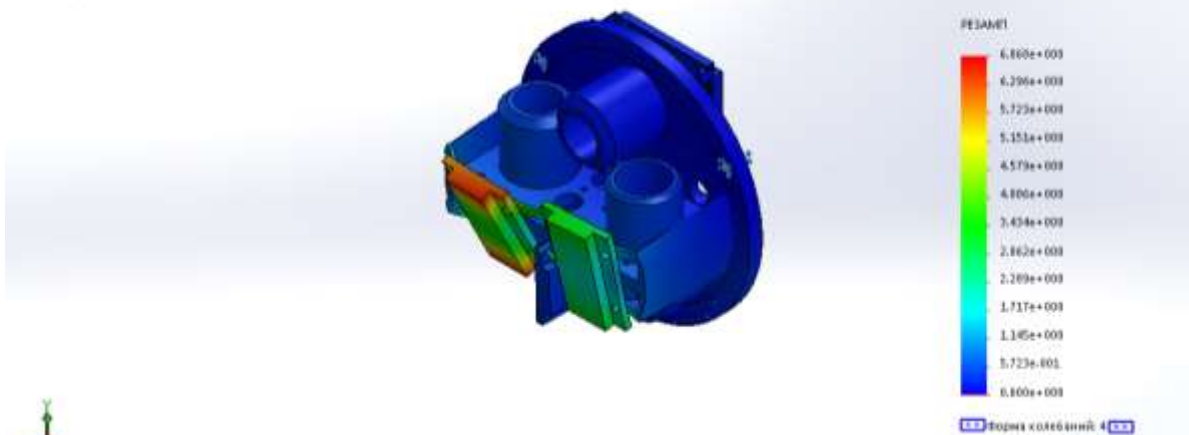


Рисунок 5.13 – Четвертая мода колебаний блока чувствительных элементов

Как видно из рисунка 5.13, деформации подвергаются элементы конструкции, на которые устанавливаются УОС. Данная частота составляет 1705,8 Гц и она не входит в зоны опасных для ДНГ частот, поэтому не будет оказывать влияния на показания прибора. Условная деформация равна 0,0017 мм.

Изм.	Лист	№ документа	Подпись	Дата

Имя модели: Блок без инвертиатора  
 Название исследования: Частота Д (По умолчанию)  
 Тип эл.торн: Частотный Амплитуды  
 Форма колебаний: 5 Значение = 1971,6 Гц  
 Шкала деформации: 0,000127

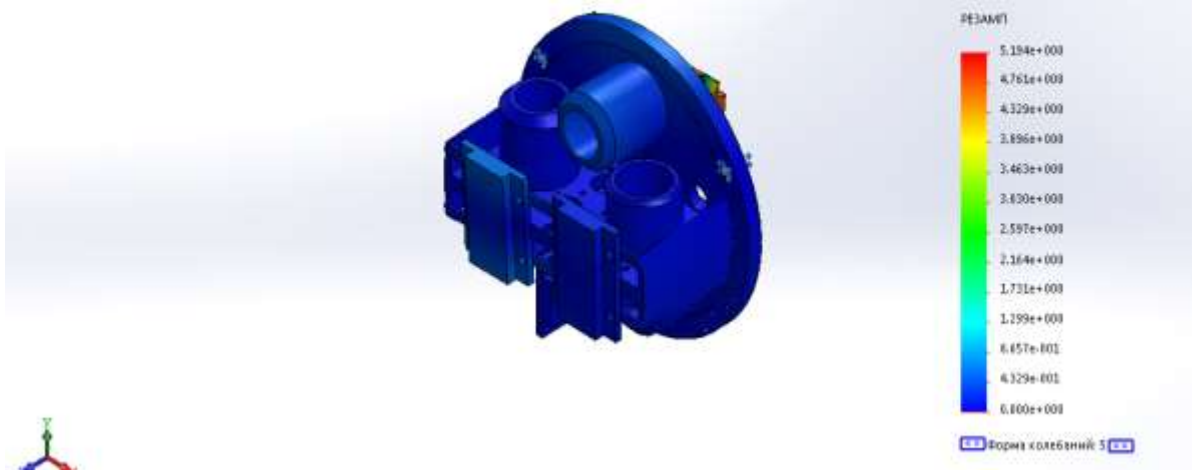


Рисунок 5.14 – Пятая мода колебаний блока чувствительных элементов

Как видно из рисунка 5.14, деформации подвергаются элементы конструкции, на которые устанавливаются УОС. Данная частота составляет 1971,6 Гц и она не входит в зоны опасных для ДНГ частот, поэтому не будет оказывать влияния на показания прибора. Условная деформация равна 0,002 мм.

Имя модели: Блок без инвертиатора  
 Название исследования: Частота Д (По умолчанию)  
 Тип эл.торн: Частотный Амплитуды  
 Форма колебаний: 6 Значение = 2292,4 Гц  
 Шкала деформации: 0,0001867

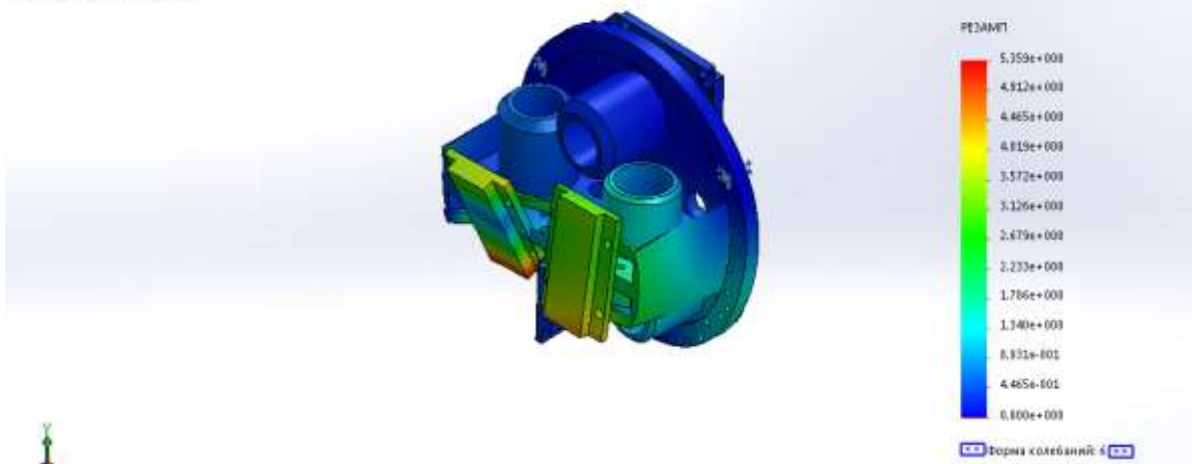


Рисунок 5.15 – Шестая мода колебаний блока чувствительных элементов

Шестая резонансная частота колебаний основания составляет 2292,4 Гц, а деформация всего 0,0019 мм, что говорит о достаточно высокой жёсткости и виброустойчивости прибора и не представляет никакой опасности для точностных параметров.

В таблице 5.3 представлены результаты собственных частот БЧЭ:

Изм.	Лист	№ документа	Подпись	Дата

Таблица 5.3 – Таблица результатов испытаний

Количество частот	Рад/сек	Герц	Секунды
1	2741.6	436.33	0.0022918
2	3683.9	586.31	0.0017056
3	6176.9	983.08	0.0010172
4	10718	1705.8	0.00058625
5	12388	1971.6	0.0005072
6	14403	2292.4	0.00043623
7	15467	2461.7	0.00040622
8	16167	2573	0.00038865

### 5.5 Модальный анализ сборки блока чувствительных элементов с амортизатором

Для моделирования сборки блока чувствительных элементов с амортизатором, из амортизатора убрали резину, чтобы она не давала низких частот (так как на резине проявляется множество местных резонансных частот колебаний резины, которые, благодаря незначительности колеблющихся масс не вызывают существенных колебаний основания, но ограничивают возможности в среде SolidWorks частотных исследований основных элементов конструкции). Исследуемое тело не стали жестко закреплять, чтобы не было искажений по частотам. Когда тело не в достаточной степени поддерживается, оно может перемещаться или вращаться целиком без деформации. Тело без каких-либо ограничений имеет шесть мод твердого тела: 3 перемещения и 3 вращения.

Первые шесть частот мод блока чувствительных элементов с амортизатором – это моды твердого тела (3 вращения и 3 перемещения), которые равны нулю, что означает бесконечный период.

Иллюстрация седьмой моды колебаний блока чувствительных элементов с амортизатором приведена на рисунке 5.16.

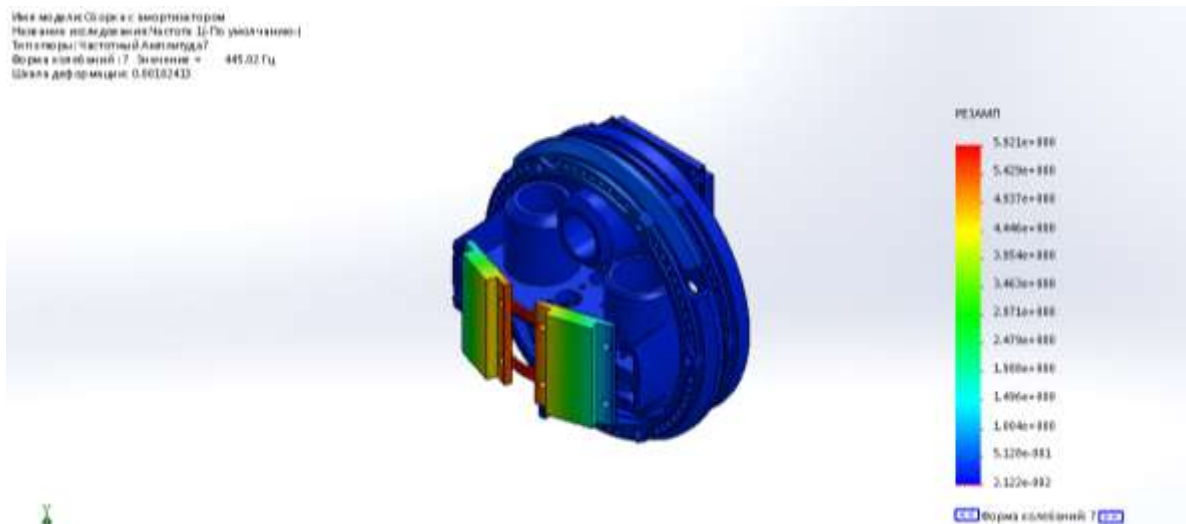


Рисунок 5.16 – Седьмая мода колебаний блока чувствительных элементов с амортизатором

Как видно из рисунка 5.16, деформации подвергаются элементы конструкции, на которые устанавливаются УОС. Данная частота составляет 445,86 Гц и она не входит в зоны опасных для ДНГ частот, поэтому не будет оказывать влияния на показания прибора. Условная деформация равна 0,0018 мм.

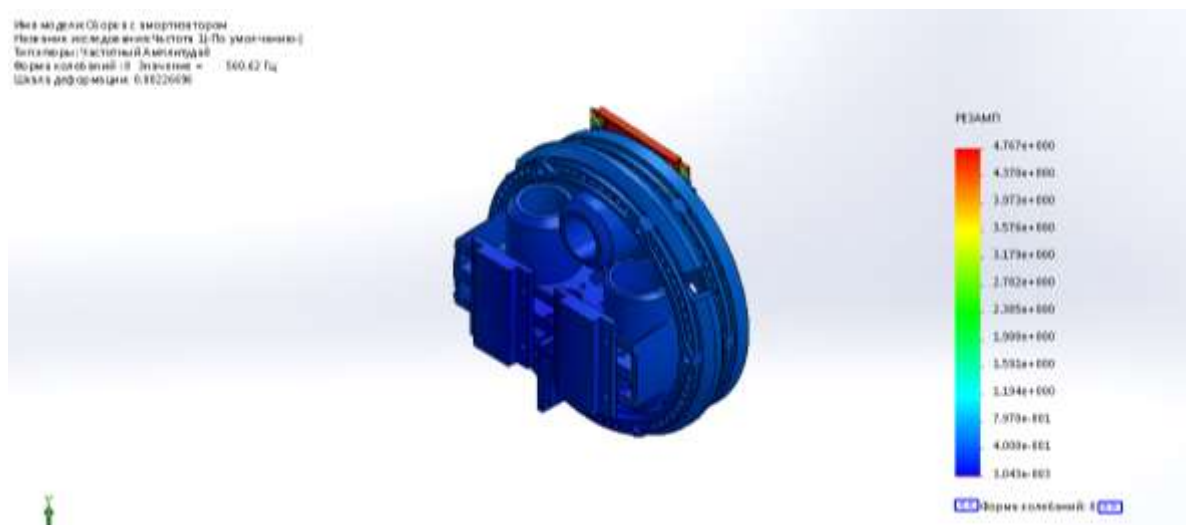


Рисунок 5.17 – Восьмая мода колебаний блока чувствительных элементов с амортизатором

Как видно из рисунка 5.17, деформации подвергаются элементы конструкции, на которые устанавливаются УОС. Данная частота составляет 560,62 Гц и она не входит в зоны опасных для ДНГ частот, поэтому не будет оказывать влияния на показания прибора. Условная деформация равна 0,0022 мм.

Имя модели Сборка с амортизатором  
 Название исследования Частота: 1. По умолчанию  
 Тип анализа Частотный Амплитудный  
 Форма колебаний: 3 Значение = 610,28 Гц  
 Шкала деформации: 0,0013046

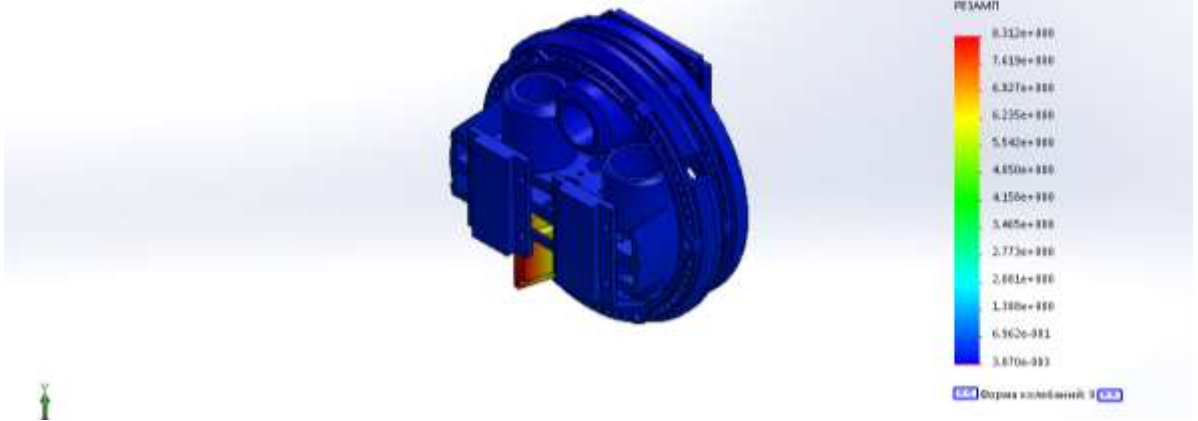


Рисунок 5.18 – Девятая мода колебаний блока чувствительных элементов с амортизатором

Как видно из рисунка 5.18, деформации подвергается кронштейн, на который устанавливается УОС. Данная частота составляет 610,28 Гц и она не входит в зоны опасных для ДНГ частот, поэтому не будет оказывать влияния на показания прибора. Условная деформация равна 0,0013 мм.

Имя модели Сборка с амортизатором  
 Название исследования Частота: 1. По умолчанию  
 Тип анализа Частотный Амплитудный  
 Форма колебаний: 10 Значение = 699,12 Гц  
 Шкала деформации: 0,0020952

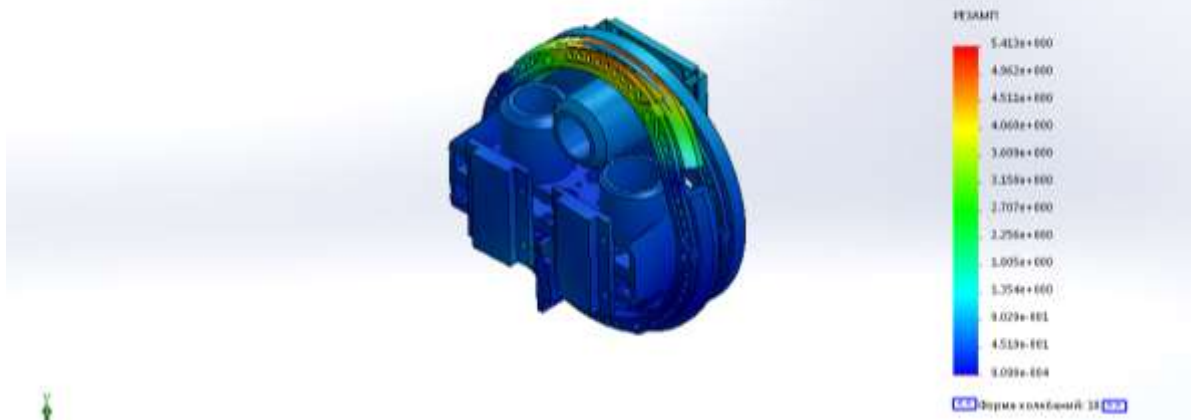


Рисунок 5.19 – Десятая мода колебаний блока чувствительных элементов с амортизатором

Как видно из рисунка 5.19, деформации подвергается амортизатор. Данная частота составляет 699,12 Гц и она не входит в зоны опасных для ДНГ частот, поэтому не будет оказывать влияния на показания прибора. Условная деформация равна 0,002 мм.

Изм.	Лист	№ документа	Подпись	Дата

Имя модели Сборка с амортизатором  
 Имя файла исследования Частота 11 По умолчанию  
 Тип анализа Частотный Амплитудный  
 Форма колебаний 11 Значение = 1804,6 Гц  
 Шкала деформации 0,0015346

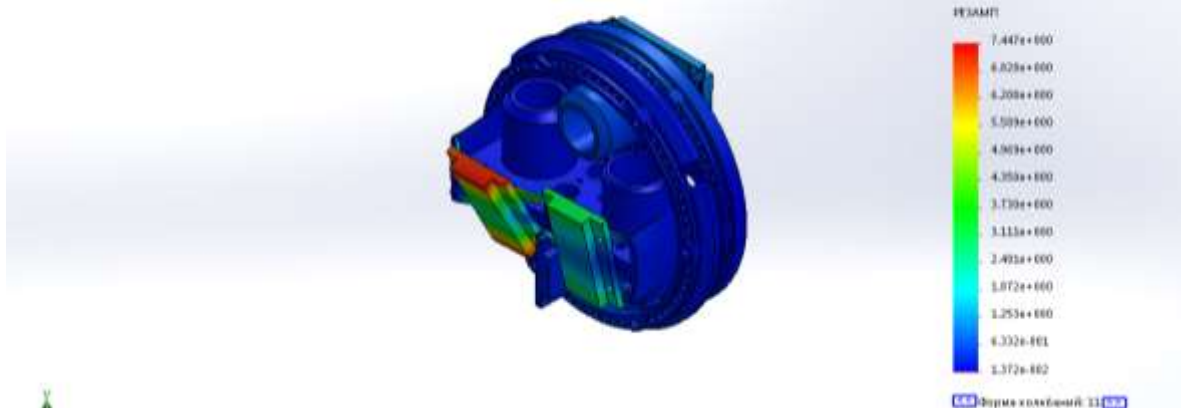


Рисунок 5.20 – Одиннадцатая мода колебаний блока чувствительных элементов с амортизатором

Как видно из рисунка 5.20, деформации подвергаются элементы конструкции, на которые устанавливаются УОС. Данная частота составляет 1804,6 Гц и она не зоны в промежутки опасных для ДНГ частот, поэтому не будет оказывать влияния на показания прибора. Условная деформация равна 0,0015 мм.

Имя модели Сборка с амортизатором  
 Имя файла исследования Частота 12 По умолчанию  
 Тип анализа Частотный Амплитудный  
 Форма колебаний 12 Значение = 2065,5 Гц  
 Шкала деформации 0,0020495

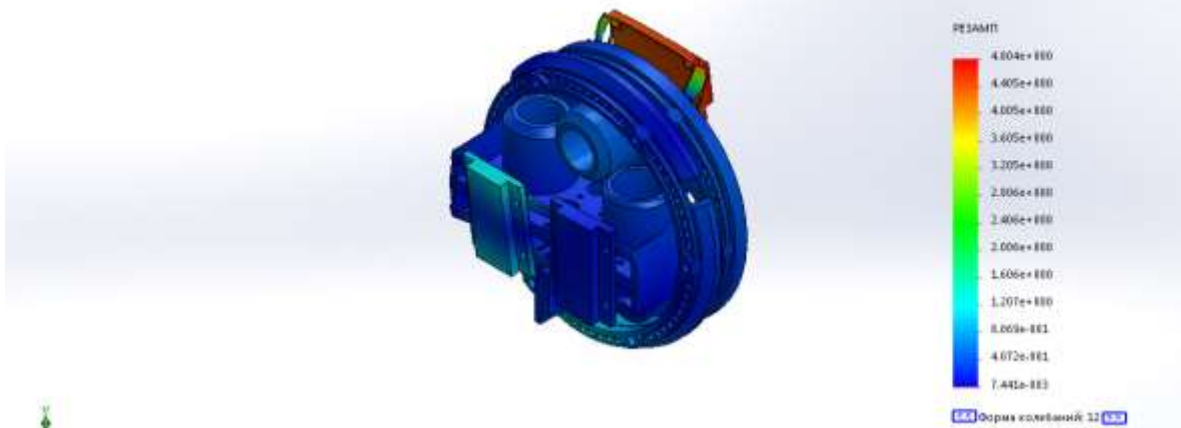


Рисунок 5.21 – Двенадцатая мода колебаний блока чувствительных элементов с амортизатором

Как видно из рисунка 5.21, деформации подвергаются элементы конструкции, на которые устанавливаются УОС. Данная частота составляет 2065,5 Гц и она не входит в зоны опасных для ДНГ частот, поэтому не будет оказывать влияния на показания прибора. Условная деформация равна 0,0022 мм.



Имя модели Сборка с амортизатором  
 Название исследования Частота 13 По умолчанию  
 Тип анализа Частотный Амплитуда 13  
 Форма колебаний 13 Значение = 2434,5 Гц  
 Шкала деформации 0,00165393

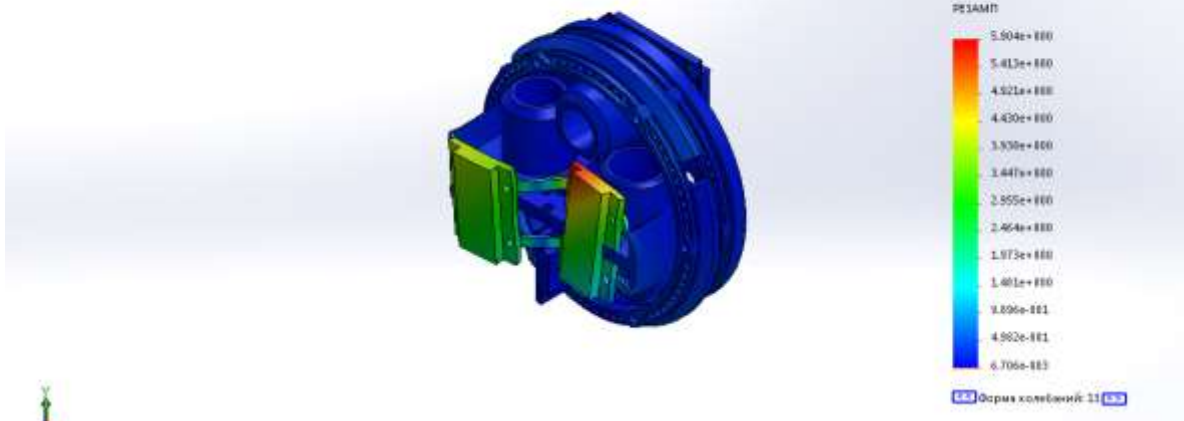


Рисунок 5.22 – Тринадцатая мода колебаний блока чувствительных элементов с амортизатором

Как видно из рисунка 5.22, деформации подвергаются элементы конструкции, на которые устанавливаются УОС. Данная частота составляет 2414,5 Гц и она не входит в зоны опасных для ДНГ частот, поэтому не будет оказывать влияния на показания прибора. Условная деформация равна 0,0018 мм.

Имя модели Сборка с амортизатором  
 Название исследования Частота 14 По умолчанию  
 Тип анализа Частотный Амплитуда 14  
 Форма колебаний 14 Значение = 2431,4 Гц  
 Шкала деформации 0,00163559

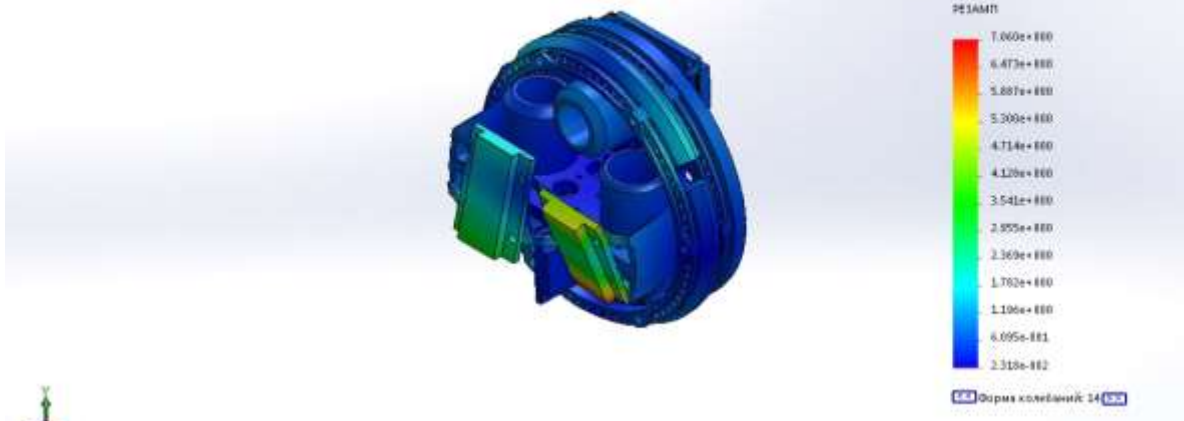


Рисунок 5.23 – Четырнадцатая мода колебаний блока чувствительных элементов с амортизатором

Как видно из рисунка 5.23, деформации подвергаются элементы конструкции, на которые устанавливаются УОС и амортизатор. Данная частота составляет 2431,4 Гц и она не входит в зоны опасных для ДНГ частот, поэтому не будет оказывать влияния на показания прибора. Условная деформация равна 0,0016 мм.

Изм.	Лист	№ документа	Подпись	Дата

В таблице 5.4 представлены результаты собственных частот БЧЭ с амортизатором:

Таблица 5.4 – Таблица результатов испытаний

Количество частот	Рад/сек	Герц	Секунды
1	0	0	1e+032
2	0	0	1e+032
3	0	0	1e+032
4	0	0	1e+032
5	0	0	1e+032
6	0	0	1e+032
7	2796.1	445.02	0.0022471
8	3522.5	560.62	0.0017837
9	3834.5	610.28	0.0016386
10	4392.7	699.12	0.0014304
11	11339	1804.6	0.00055413
12	12978	2065.5	0.00048414
13	15171	2414.5	0.00041417

#### 5.6 Модальный анализ сборки корпуса с приспособлениями

Для машинного моделирования собственных частот корпуса БИНС используют приспособления, которые позволяют имитировать установку БИНС на подвижном объекте. В корпусе БИНС установлен блок электроники, который имеет свои амортизаторы. Общий вид приспособления 1 изображен на рисунке 5.24, а на рисунке 5.25 представлен БИНС установленный в приспособление 1.

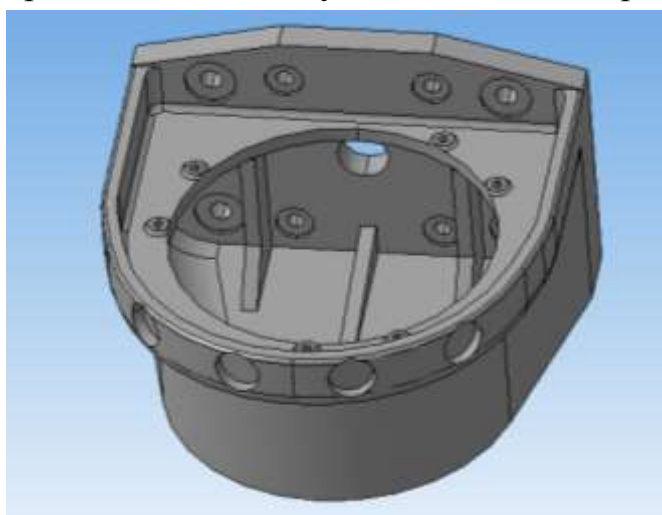


Рисунок 5.24 – 3-D модель приспособления 1

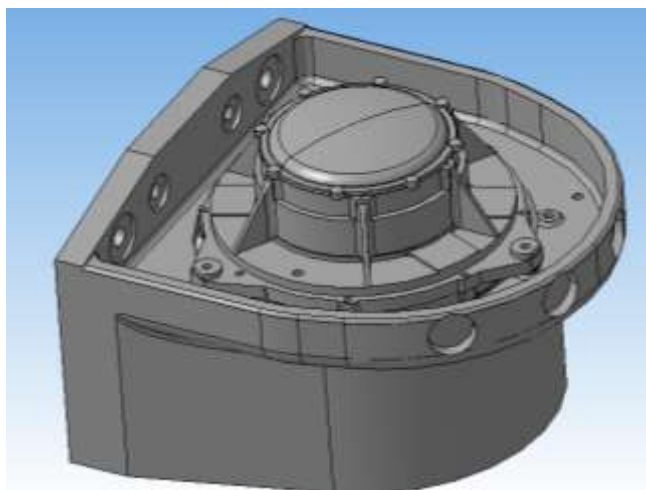


Рисунок 5.25 – 3-D модель БИНС в приспособлении 1

Общий вид приспособления 2 изображен на рисунке 5.26, а на рисунке 5.27 представлен БИНС установленный в приспособление 2.

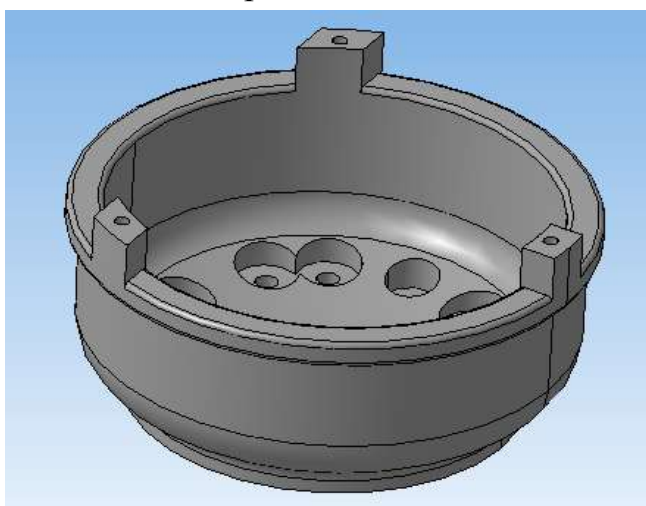


Рисунок 5.26 – 3-D модель приспособления 2

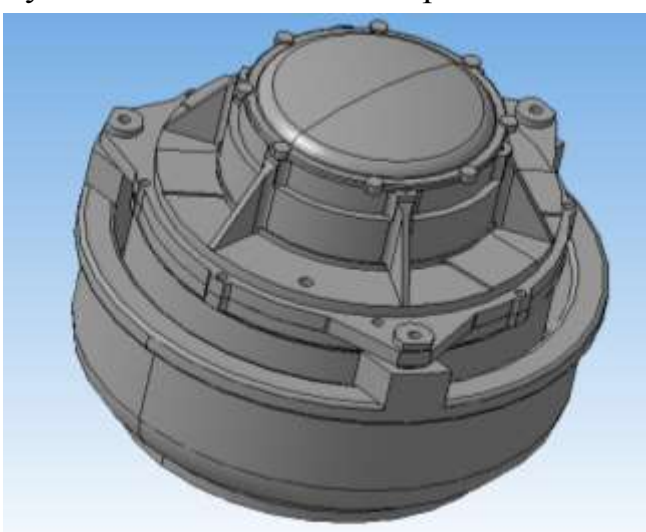


Рисунок 5.27 – 3-D модель БИНС в приспособлении 2

### 5.6.1 Модальный анализ сборки корпуса с приспособлением 1

При модальном анализе большинство частот оказывали воздействие только на амортизатор блока электроники и на сам блок электроники. Резонансные частоты блока электроники выше собственных частот амортизации самого электронного блока и блока чувствительных элементов, поэтому их влияние на ДНГ ослаблено этой двойной защитой и не является критичным для ДНГ. Поэтому при анализе моделирования они не рассматривались. Ниже представлены изображения собственных частот корпуса БИНС.

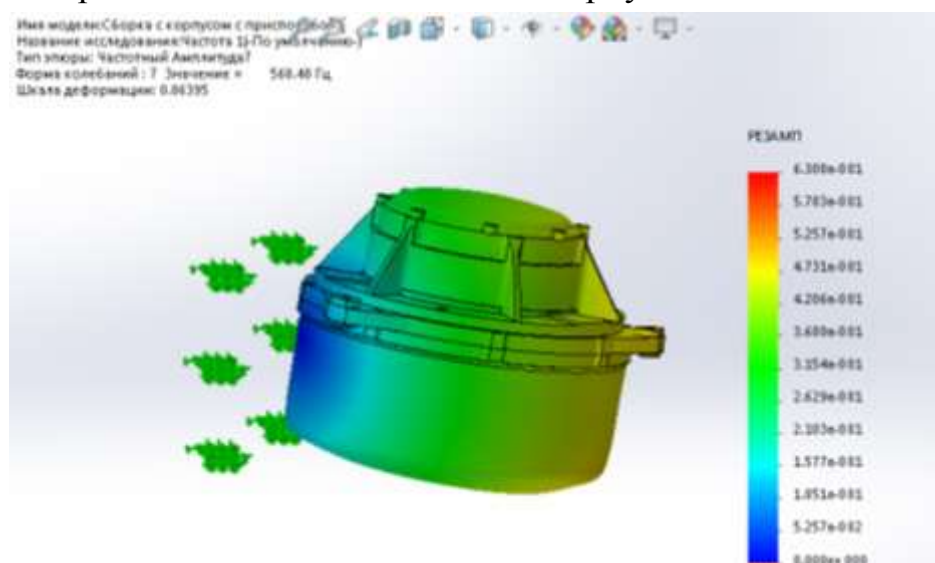


Рисунок 5.28 – Седьмая мода колебаний корпуса БИНС

Седьмая частота колебаний корпуса БИНС составляет 568,48 Гц и она не входит в промежутки опасных для ДНГ частот, поэтому не будет оказывать влияния на показания прибора. Условная деформация равна 0,063 мм, изгибающий момент действует вокруг оси OY.

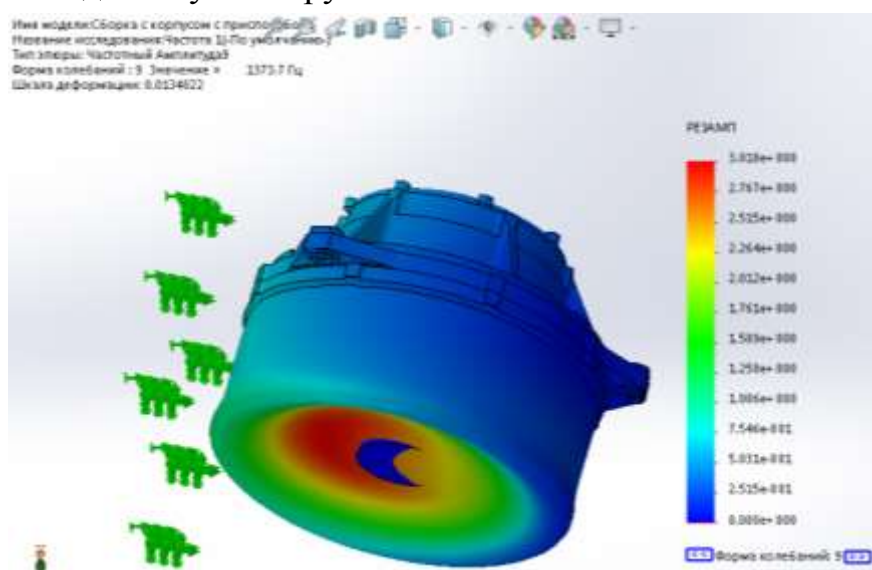


Рисунок 5.29 – Девятая мода колебаний корпуса БИНС

Девятая частота колебаний корпуса БИНС составляет 1373,7 Гц и она не входит в промежутки опасных для ДНГ частот, поэтому не будет оказывать влияния на показания прибора. Корпус максимально деформирован в “доньшке” по направлению вдоль оси ОХ, значение деформации составляет 0,013 мм.

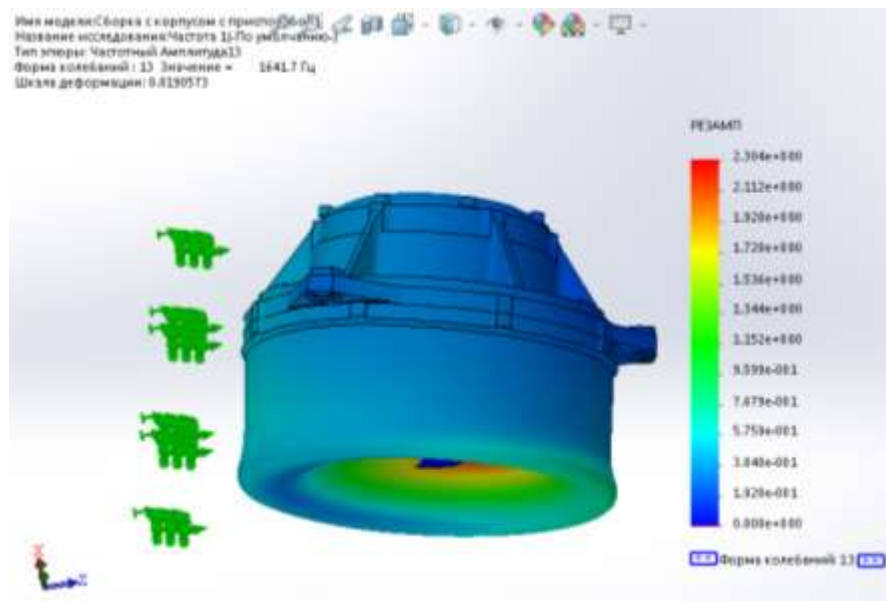


Рисунок 5.30 – Тринадцатая мода колебаний корпуса БИНС

Тринадцатая частота колебаний корпуса БИНС составляет 1641,7 Гц и она не входит в промежутки опасных для ДНГ частот, поэтому не будет оказывать влияния на показания прибора. Корпус максимально деформирован в “доньшке” по направлению вдоль оси ОХ, значение деформации составляет 0,019 мм.

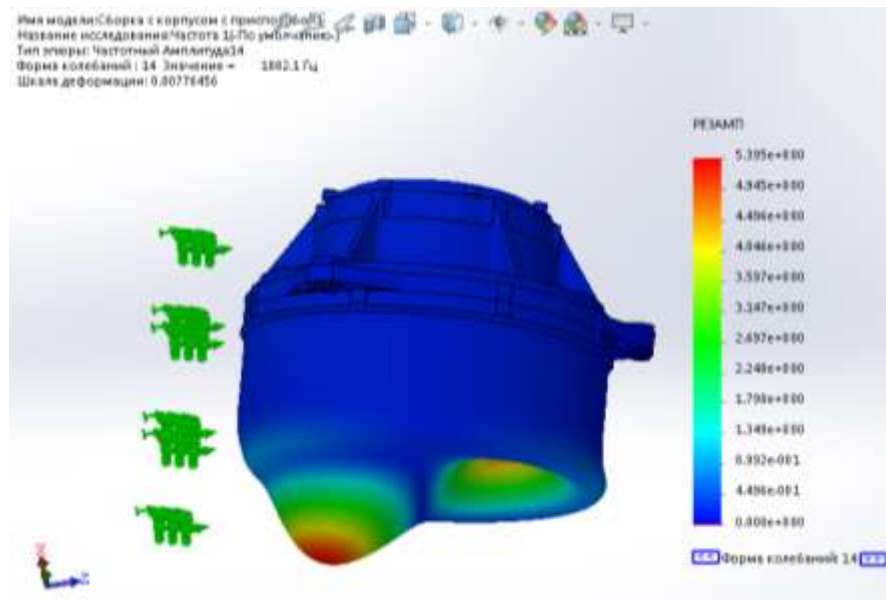


Рисунок 5.31 – Четырнадцатая мода колебаний корпуса БИНС

Девятая частота колебаний корпуса БИНС составляет 1882,1 Гц и она не входит в зону опасных для ДНГ частот, поэтому не будет оказывать влияния на

показания прибора. Корпус максимально деформирован в “доньшке” по направлению вдоль оси OX, значение деформации составляет 0,007 мм.

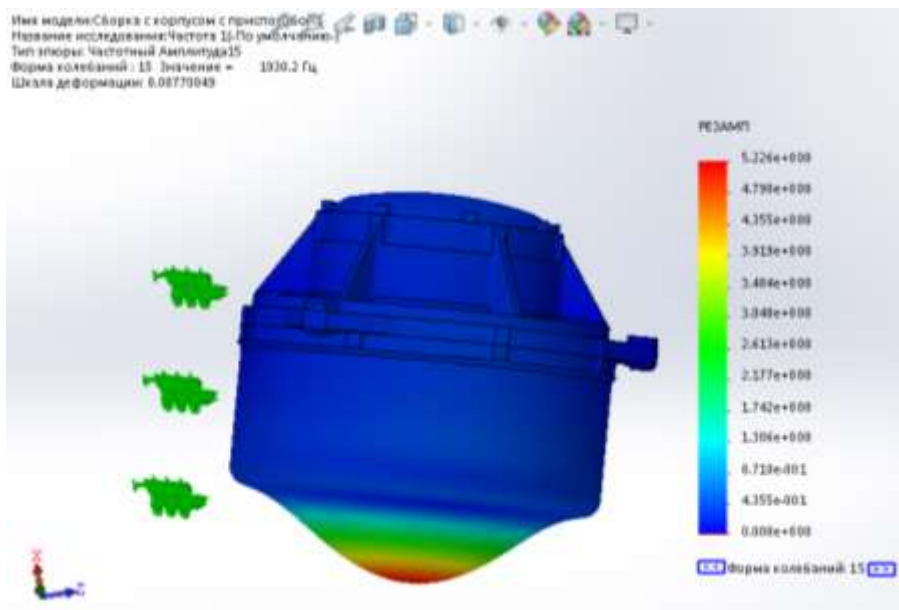


Рисунок 5.32 – Пятнадцатая мода колебаний корпуса БИНС

Пятнадцатая частота колебаний корпуса БИНС составляет 1930,2 Гц и она не входит в зону опасных для ДНГ частот, поэтому не будет оказывать влияния на показания прибора. Корпус максимально деформирован в “доньшке” по направлению вдоль оси OX, значение деформации составляет 0,007 мм.

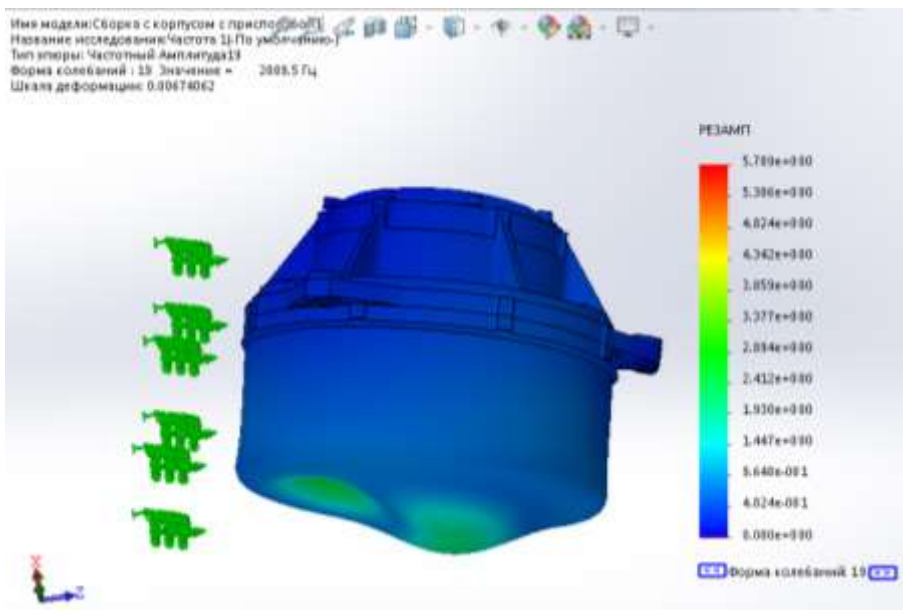


Рисунок 5.33 – Девятнадцатая мода колебаний корпуса БИНС

Девятнадцатая частота колебаний корпуса БИНС составляет 2089,5 Гц и она не входит в зону опасных для ДНГ частот, поэтому не будет оказывать влияния на показания прибора. Корпус максимально деформирован в “доньшке” по направлению вдоль оси OX, значение деформации составляет 0,0067 мм.

Изм.	Лист	№ документа	Подпись	Дата

## 5.6.2 Модальный анализ сборки корпуса с приспособлением 2

При модальном анализе большинство частот оказывали воздействие только на амортизатор блока электроники и на сам блок электроники. Такие частоты не являются критичными для ДНГ, поэтому при анализе моделирования они не рассматривались. Ниже представлены изображения собственных частот корпуса БИНС.

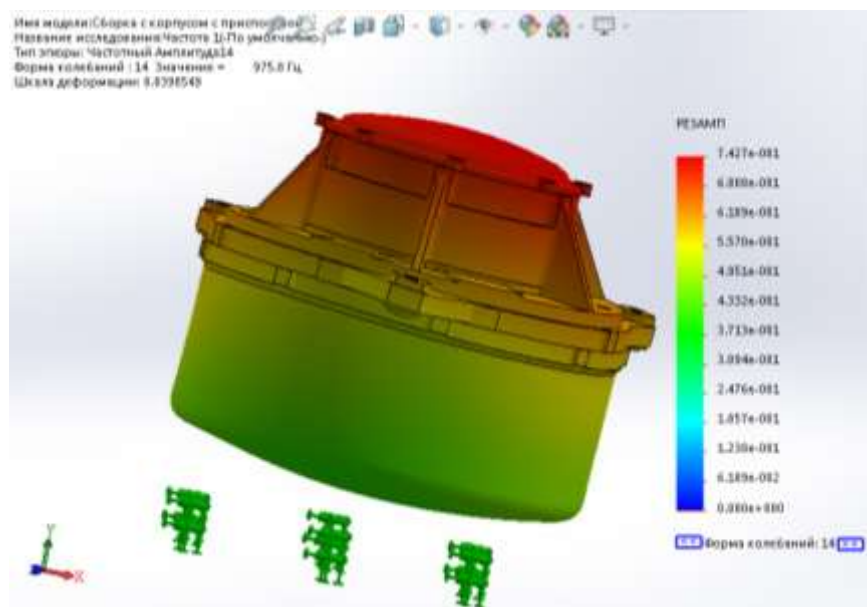


Рисунок 5.34 – Четырнадцатая мода колебаний корпуса БИНС

Четырнадцатая частота колебаний корпуса БИНС составляет 975,8 Гц и она не входит в зону опасных для ДНГ частот, поэтому не будет оказывать влияния на показания прибора. Деформация равна 0,03 мм.

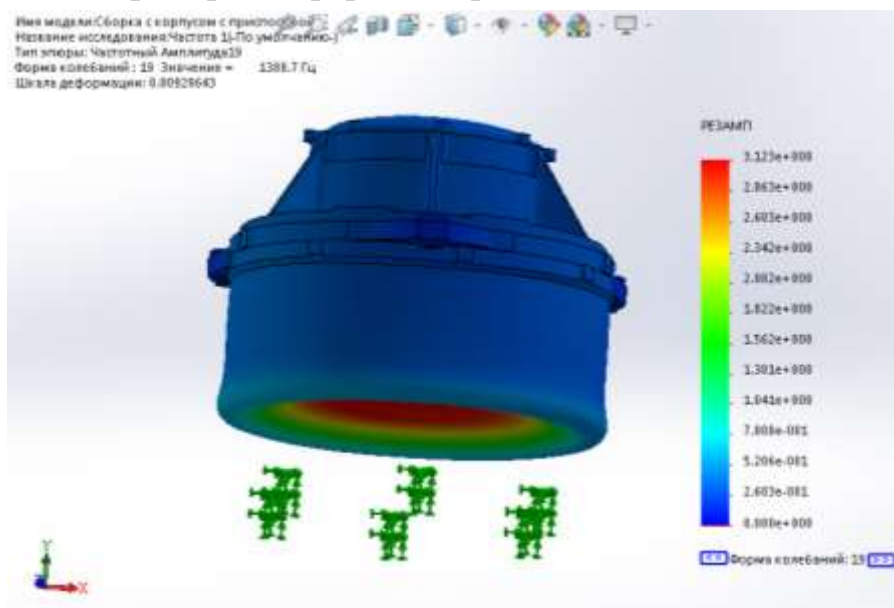


Рисунок 5.35 – Девятнадцатая мода колебаний корпуса БИНС

Девятнадцатая частота колебаний корпуса БИНС составляет 1388,7 Гц и она не входит в зону опасных для ДНГ частот, поэтому не будет оказывать влияния на показания прибора. Корпус максимально деформирован в “доньшке” по направлению вдоль оси ОУ, деформация равна 0,009 мм.

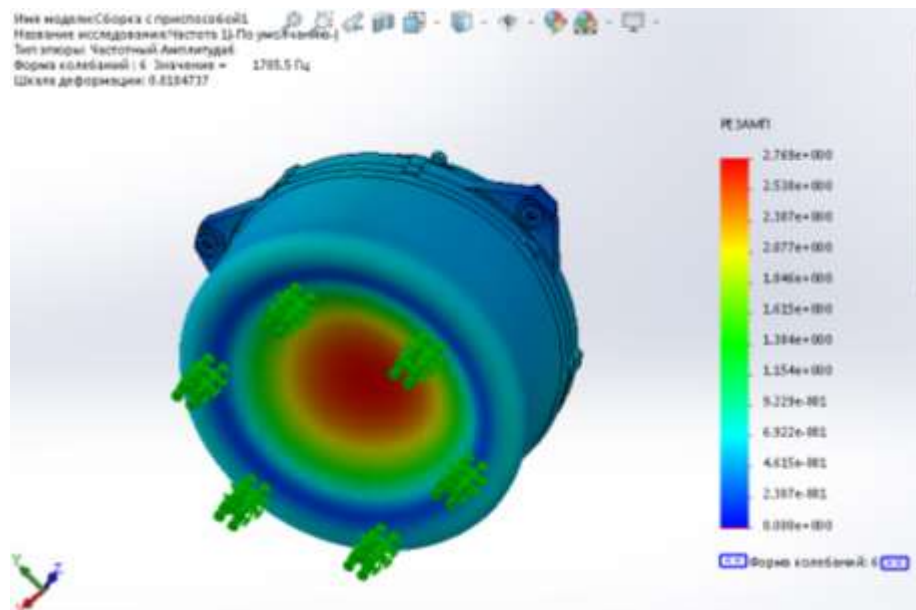


Рисунок 5.36 – Двадцать шестая мода колебаний корпуса БИНС

Частота колебаний корпуса БИНС, представленная на рисунке 5.36 составляет 1785,5 Гц и она не входит в зону опасных для ДНГ частот, поэтому не будет оказывать влияния на показания прибора. Корпус максимально деформирован в “доньшке” по направлению вдоль оси ОУ, деформация равна 0,01 мм.

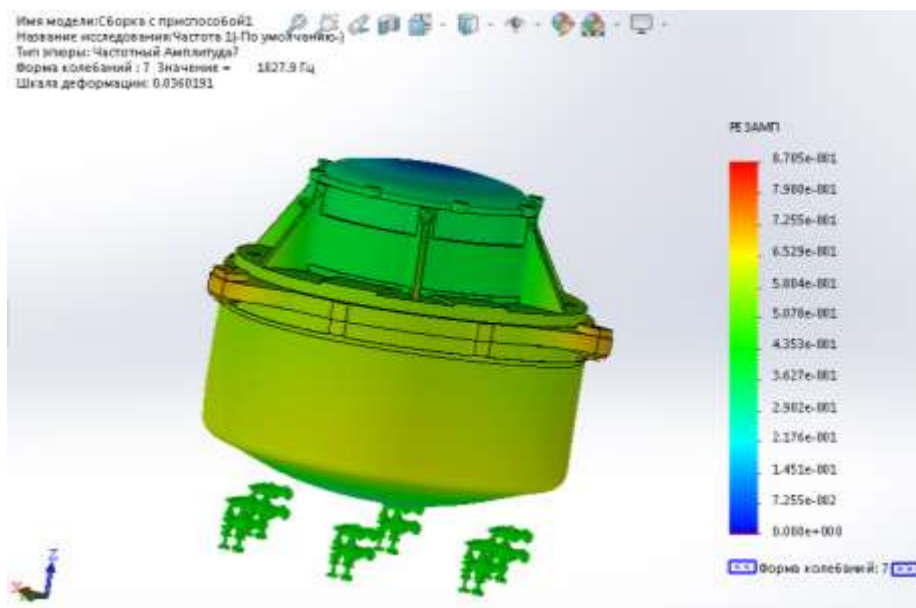


Рисунок 5.37 – Двадцать седьмая мода колебаний корпуса БИНС



Частота колебаний корпуса БИНС, представленная на рисунке 5.37 составляет 1827,9 Гц и она не входит в зону опасных для ДНГ частот, поэтому не будет оказывать влияния на показания прибора.

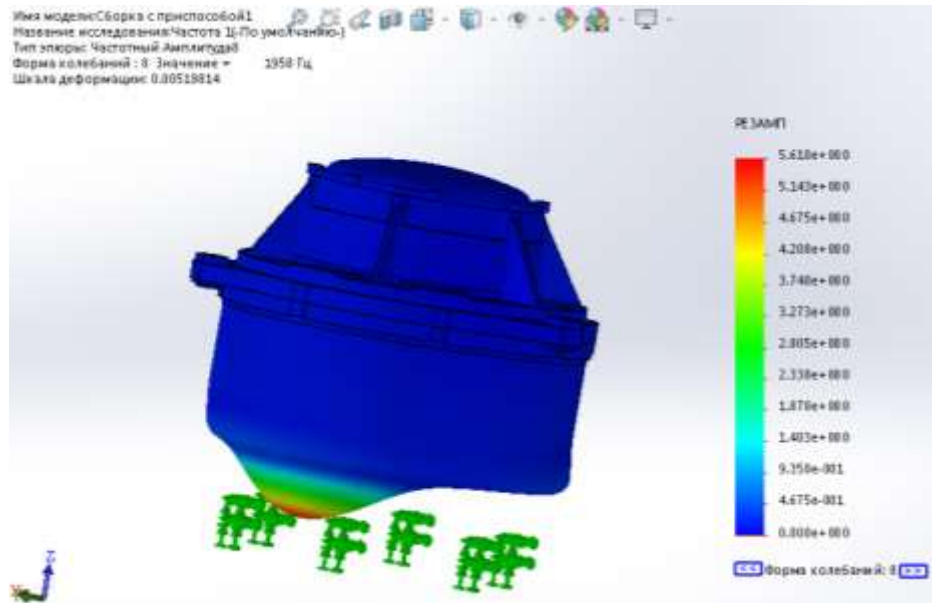


Рисунок 5.38 – Двадцать восьмая мода колебаний корпуса БИНС

Частота колебаний корпуса БИНС, представленная на рисунке 5.38 составляет 1958 Гц и она не входит в зону опасных для ДНГ частот, поэтому не будет оказывать влияния на показания прибора. Корпус максимально деформирован в “доньшке” по направлению вдоль оси ОУ, деформация равна 0,005 мм.

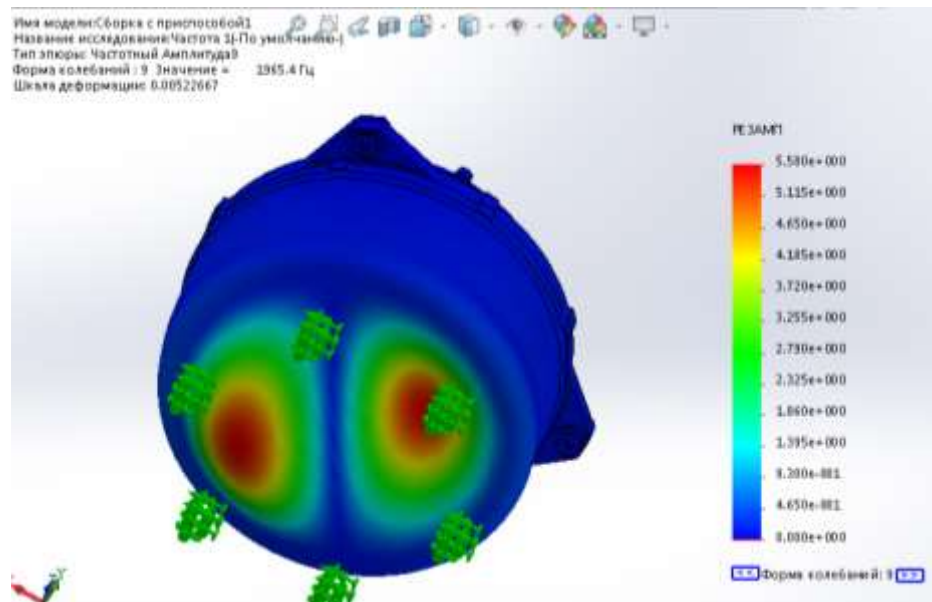


Рисунок 5.39 – Двадцать девятая мода колебаний корпуса БИНС

Частота колебаний корпуса БИНС, представленная на рисунке 5.39 составляет 1965,4 Гц и она не входит в зону опасных для ДНГ частот, поэтому не

будет оказывать влияния на показания прибора. Корпус максимально деформирован в “доньшке” по направлению вдоль оси ОУ, деформация равна 0,005 мм.

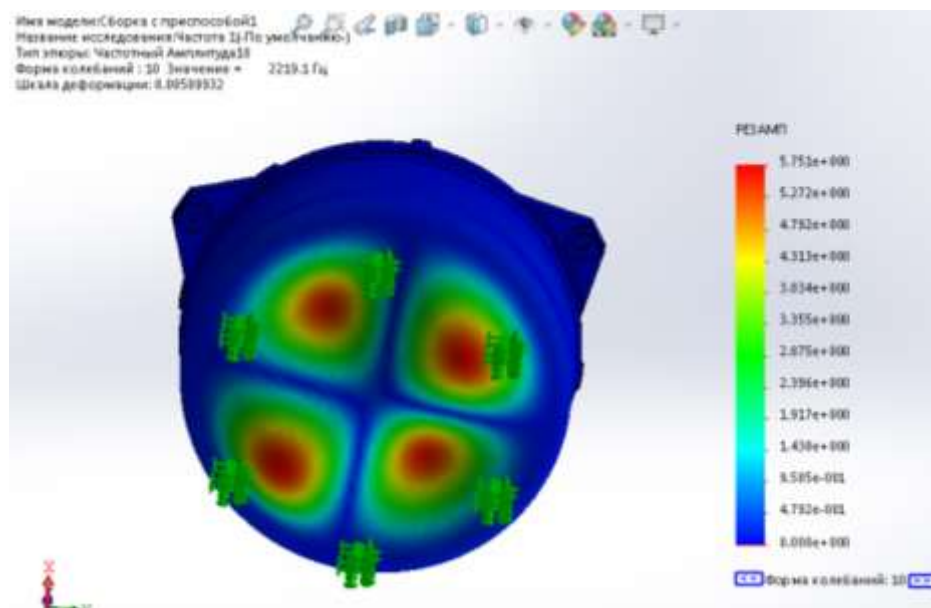


Рисунок 5.40 – Тридцатая мода колебаний корпуса БИНС

Частота колебаний корпуса БИНС, представленная на рисунке 5.40 составляет 2219,1 Гц и она не входит в зону опасных для ДНГ частот, поэтому не будет оказывать влияния на показания прибора. Корпус максимально деформирован в “доньшке” по направлению вдоль оси ОУ, деформация равна 0,005 мм.

В таблице 5.5 представлены результаты собственных частот корпуса БИНС:

Таблица 5.5 – Таблица результатов испытаний, влияющих на корпус

	Номер частоты	Рад/сек	Герц	Секунды
Приспособление 1	7	3570,05	568,48	0,0017
	9	8636,8	1373,7	0,00072
	13	10309,87	1641,7	0,000609
	14	11819,6	1882,1	0,00053
	15	12121,65	1930,2	0,00051
	19	13122,06	2089,5	0,00048
Приспособление 2	14	6128	975,8	0,001
	19	8721	1388,7	0,0007
	26	11212,9	1785,5	0,00056
	27	11479,2	1827,9	0,00052
	28	12296,2	1958	0,00051
	29	12342,7	1965,4	0,000508
	30	13935,9	2219,1	0,00045

## Вывод к главе

Разработанная конструкция БИНС была модернизирована, за счет этого удалось добиться уменьшения веса на 1020 г. За счет новой конструкции основания БЧЭ удалось добиться изменения габаритных размеров БИНС, а именно уменьшения высоты на 50 мм.

В ходе моделирования было выяснено, что разработанная конструкция полностью соответствует требованиям технического задания: собственные частоты конструкции БИНС располагаются за пределами собственных частот ДНГ. Это означает, что разработанная конструкция БИНС не будет влиять на выходные сигналы ДНГ.

					24.04.02.2018.599.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ документа	Подпись	Дата		69

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Тема работы касается разработки конструкции БИНС. В настоящее время эта тема, безусловно, актуальна и требует внимания предприятий, занимающихся разработкой систем ориентации и навигации.

Поставленная задача оптимизации конструкции для улучшения массогабаритных характеристик, была успешно решена. Выбранный прототип был проанализирован, по результатам анализа сформировался вывод о возможности модификации конструкции.

Явным изменениям по отношению к прототипу в БИНС подверглась основа чувствительных элементов: она стала компактнее, уменьшился вес. Под новое основание была разработана компоновка чувствительных элементов: акселерометров и ДНГ-ДУС. В связи с изменением основания удалось перейти на вариант использования одного амортизатора, с помощью которого основание закрепляется в корпусе. Конструкция корпуса была уменьшена.

К разработанной конструкции был применен частотный анализ: определение собственных частот конструкции. Анализ показал эффективность примененных решений: при уменьшении общей массы БИНС на 1000 г. и габаритного размера по высоте на 50 мм собственные частоты конструкции располагаются вне пределов собственных частот ДНГ-ДУС. Соблюдение этого условия позволяет утверждать, что на показания ДНГ-ДУС собственные частоты конструкции не влияют.

									Лист
									70
Изм.	Лист	№ документа	Подпись	Дата					

24.04.02.2018.599.00 ПЗ

## БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Лысенко Л.Н. – Наведение и навигация баллистических ракет: Учеб. пособие. – М.:Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007. - 672 с.:ил.
2. Л.М. Селиванова, Е.В. Шевцова ИНЕРЦИАЛЬНЫЕ НАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ ЧАСТЬ 1 Одноканальные инерциальные навигационные системы Рекомендовано Научно-методическим советом МГТУ им. Н.Э. Баумана в качестве учебного пособия
3. Мелешко В.В., Нестеренко О.И. М-47 Бесплатформенные инерциальные навигационные системы. Учебное пособие. – Кировоград: ПОЛИМЕД - Сервис, 2011. – 171с.
4. <http://www.studfiles.ru/preview/948838/> Инерциальные навигационные системы
5. Вагущенко Л.Л. Судовые навигационно-информационные системы. – Одесса, Латстар, 2004. – 302с.
6. <http://muzhig.ru/quaternion-orientation-rotation/> Поворот в пространстве и кватернионы
7. Помыкаев И.И. и др. Навигационные приборы и системы. М., 1983
8. Коваленко, В.В., Малогабаритная инерциальная система: учебное пособие В.В.Коваленко, А.Н.Лысов. – Челябинск:2010. -53с.
9. Соловьев В.И. Инерциальные навигационные системы: учеб. пособие/В.И.Соловьев, П.Г.Шабалов. – Самара: Изд-во Самар, гос.аэроком.ун-та,2011. – 72с:ил.
10. В.В. Матвеев, Основы построения инерциальных навигационных систем / В.В. Матвеев, В.Я. Распопов / Под общ.ред. д.т.н. В.Я. Распопова – СПб.: ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ Электроприбор»», 2009. – 280с.
11. В.В. Матвеев, Инерциальные навигационные системы: Учебное пособие. –Издательский центр ТулГУ, 2012.-199 с.
12. Драницына Елена Викторовна, КАЛИБРОВКА ИЗМЕРИТЕЛЬНОГО МОДУЛЯ ПРЕЦИЗИОННОЙ БИНС НА ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКИХ ГИРОСКОПАХ: автореферат дис. / Е.В. Драницына. – СПб, 2016. – 34 с.
13. Аврутов В.В. Испытания инерциальных приборов: Учебное пособие. – К.: НТУУ «КПИ им. Игоря Си-корского», 2016 – 205 с.
14. Алямовский А.А. Инженерный анализ методом конечных элементов. – М.: ДМК Пресс, 2004.
15. Алямовский А.А. SolidWorks. Компьютерное моделирование в инженерной практике. – М.: СПб БХВ-Петербург, 2005.

					24.04.02.2018.599.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ документа	Подпись	Дата		71

16. Зенкевич О. Метод конечных элементов в технике. – М.: Мир, 1975
17. Крылов А. Н., Общая теория гироскопов и некоторых технических их применений. Собр. трудов, т. 8, М. — Л., 1950;
18. Булгаков Б. В., Прикладная теория гироскопов, 2 изд., М., 1955;
19. Николаи Е. Л., Теория гироскопов, Л. — М., 1948;
20. Ишлинский А. Ю., Механика гироскопических систем, М., 1963;
21. Ишлинский А.Ю. Ориентация, гироскопы и инерциальная навигация. М.: Наука, 1976.672 с.
22. Бранец В.Н., Шмыглевский И.П. Введение в теорию бесплатформенных инерциальных навигационных систем. М.: Наука, 1992. 280 с.
23. Андреев В.Д. Теория инерциальной навигации. Корректирующие системы / В.Д. Андреев. - М.: ФМ, 1967. - 647 с.
24. Анучин О.Н., Емельянцеv Г.И. Интегрированные системы ориентации и навигации для морских подвижных объектов / О.Н. Анучин, Г.И. Емельянцеv; под общ. Ред. В.Г. Пешехонова. СПб.: Изд-во ЦНИИ «Электроприбор», 2003. - 390 с.
25. Граммель Р. Гироскоп. Его теория и применение, т.1, т.2 . -М.: Издательство иностранной литературы, 1952 г. -319 с.
26. Кудревич Б. И., Теория гироскопических приборов, т. 1—2, Л., 1963—65;
27. Меркин Д. Р., Гироскопические системы, М., 1956;
28. Ройтенберг Я. Н., Гироскопы, М., 1966; Граммель Р., Гироскоп, его теория и применения, пер. с нем., т. 1—2, М., 1952;
29. Пельпор Д. С., Гироскопические приборы и автопилоты, М., 1964;
30. Ривкин С. С., Теория гироскопических устройств, ч. 1—2, Л., 1962—64 (библ.).
31. Джашитов В.Э., Панкратов В.М. Математические модели теплового дрейфа гироскопических датчиков инерциальных систем / Под общей редакций академика РАН В.Г.Пешехонова,- СПб.: ГНЦ РФ ЦНИИ "Электроприбор", 2001.- 150с.
32. Джашитов В.Э., Панкратов В.М. Датчики, приборы и системы авиакосмического и морского приборостроения в условиях тепловых воздействий. / Под общей редакцией академика РАН В.Г.Пешехонова,-СПб.: ГНЦ РФ ЦНИИ "Электроприбор", 2005.- 404 с.

33. Журавлев В.Ф. Бесплатформенная инерциальная система минимальной размерности // Изв. РАН. Механика твердого тела. №5 2005, с. 5-10.
34. Инерциальные навигационные системы морских объектов / И.Б. Вайсгант, А.В. Мочалов, А.А. Одинцов и др.. ; под ред. Д.П. Лукьянова. Л. : Судостроение, 1989. - 183 с.
35. Ишлинский А.Ю. Геометрическое рассмотрение устойчивости решения уравнений основной задачи инерциальной навигации / А.Ю. Ишлинский // Изв. АН СССР. МТТ, 1975. № 5.
36. Ишлинский А.Ю. Механика гироскопических систем / А.Ю. Ишлинский. М.: Изд-во академии наук СССР, 1963. - 483 с.
37. А.Ю. Ишлинский. М.: Наука, 1976. - 670 с.
38. Коновалов С. Ф. Гибридные микроэлектромеханические гироскопы и акселерометры / С.Ф. Коновалов, Ю.А. Пономарев, Д.В. Майоров,
39. В.П. Подчезерцев, А.Г. Сидоров // Наука и образование, 2011, №10. - 23с.
40. Коркишко Ю.Н. Исследование работы БИНС в условиях высоких широт с учетом погрешностей реальных датчиков / Ю.Н. Коркишко, В.А. Федоров, В.Е. Прилуцкий, П.К. Плотников, А.В. Михеев, С.Г. Наумов / Материалы XVI СПб междунар. конф. по интегрированным навигационным системам, ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор», СПб, 2009. С.57-61.
41. Кошляков В.Н. Теория гироскопических компасов. -М.:Наука, 1972. - 344 с.
42. Крылов А.Н., Крутков Ю.А. Общая теория гироскопов и некоторых технических их применений. Л.: Изд-во АН СССР, 1932 г. - 398 с.
43. Магнус К. Гироскоп. Теория и применение. -М.: Ид-во «Мир», 1974. -526 с.
44. Меркин Д.Р. Гироскопические системы. -М.: ФМ, 1974 г. -344 с.
45. Миллер Р.Б. Новый алгоритм определения параметров ориентации для бесплатформенных систем /Р.Б. Миллер // Аэрокосмическая техника. -1984-Т.2. -№ 5. С. 127-133.
46. Михеев А.В. Анализ развития гироскопических компасов / А.В. Михеев, А.А. Копичева, В.Ю. Чеботаревский // Саратов.гос.ун-т. -22 с.//.-Саратов, 2004. -Деп. в ВИНТИ, 14.12.04, N 1982-В 2004.
47. Одинцов А.А. Теория и расчет гироскопических приборов. -Киев.: Высшая школа, 1985. -342 с.

					24.04.02.2018.599.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ документа	Подпись	Дата		73

48. Панов А.П. Математические основы теории инерциальной навигации /А.П. Панов. Киев: Наукова думка, 1995. - 280 с.
49. Пельпор Д.С. и др. Гирскопические системы. Гирскопические приборы и системы, ч. II. -М.: Высшая школа, 1988. -424 с.
50. В.Е. Стригалева, А.И. Несенюк // Гирскопия и навигация. 2009. № 3. С. 3-9.
51. Плотников П.К. Элементы теории работы одной разновидности бесплатформенных инерциальных систем ориентации // Гирскопия и навигация. -1999. -№4. -с. 23-24.
52. Плотников П.К. Определение координат местоположения бескарданного гироинклинометра с учетом несферичности Земли. / П.К. Плотников, В. Б. Никишин, А. В. Мельников // Гирскопия и навигация. 2003. - N 3. - С. 45-51.
53. Ривкин С.С. Определение параметров ориентации объекта бесплатформенной инерциальной системой / С.С. Ривкин, З.М. Берман, И.М. Окон. ЦНИИ «Электроприбор». - СПб, 1996. - 226 с.
54. Северов Л.А. Механика гирскопических систем / Л.А. Северов. -М.: Изд-во МАИ. 1996. -212 с.

					24.04.02.2018.599.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ документа	Подпись	Дата		74



## Приложение А

### 3-D модель разработанной конструкции

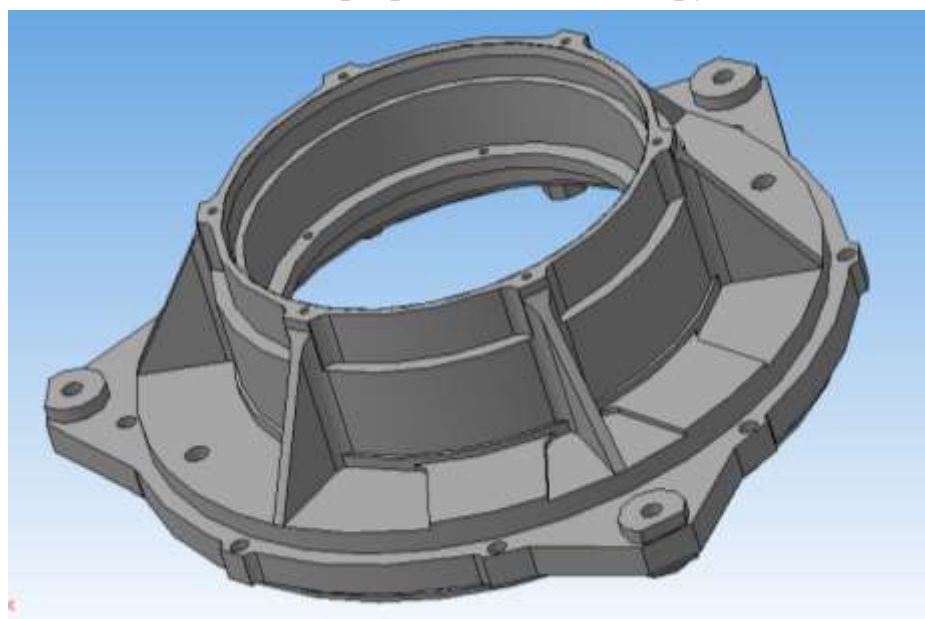


Рисунок 1 – 3-D модель средней части корпуса БИНС

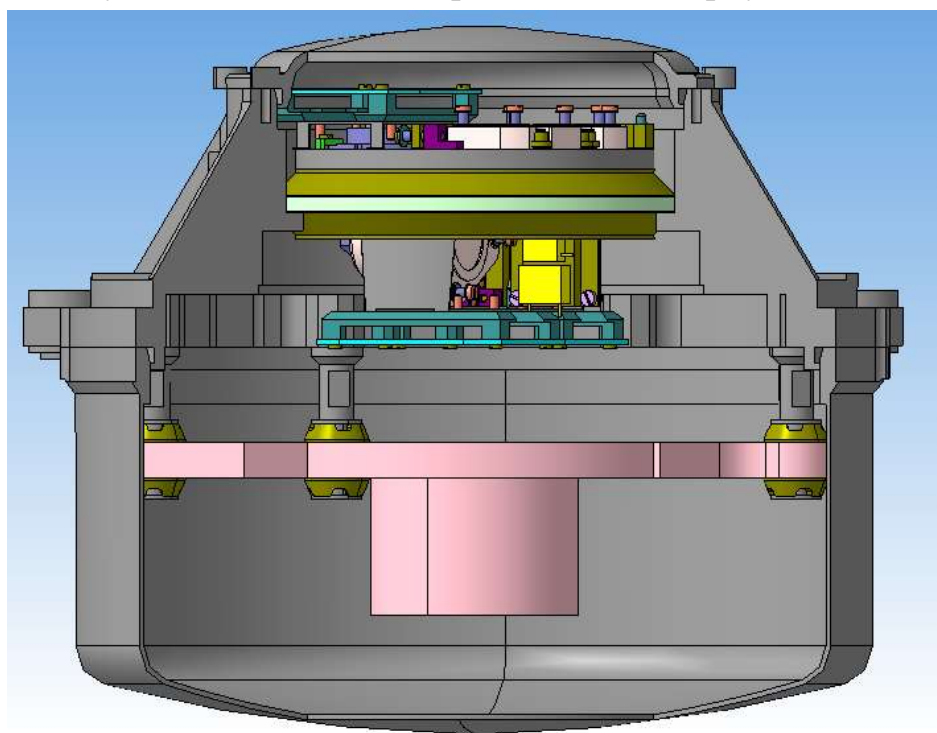


Рисунок 2 – 3-D модель БИНС в разрезе

Изм.	Лист	№ документа	Подпись	Дата

24.04.02.2018.599.00 ПЗ

Лист

75