

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РФ

ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»

А. В. Крамлих

Модульное проектирование микро/наноспутников

Электронный лабораторный практикум

САМАРА

2010

Автор: КРАМЛИХ Андрей Васильевич

Методические указания разработаны для проведения лабораторных работ по курсу «Модульное проектирование микро/наноспутников» в форме вычислительного и натурального экспериментов, виртуального представления данных, математического моделирования элементов и алгоритмов бортовых систем микро/наноспутников.

Лабораторный практикум предназначен для магистрантов, обучающихся по магистерской программе «Космические информационные системы и наноспутники. Навигация и дистанционное зондирование» по направлению 010900.68 «Прикладные математика и физика».

Лабораторный практикум разработан на межвузовской кафедре космических исследований.

© Самарский государственный
аэрокосмический университет,
2010

Введение

Методические указания разработаны для проведения лабораторных работ по курсу «Модульное проектирование микро/наноспутников» в форме вычислительного и натурного экспериментов, виртуального представления данных, математического моделирования элементов и алгоритмов бортовых систем микро/наноспутников.

Учебно-методическая и материально-техническая база работ создана в рамках Национального проекта «Образование» и проекта CRIST «Реформирование образовательных программ в области космических технологий в Казахстане, России, Украине» программы ТЕМПУС.

Техническую базу составляют класс «CAD/CAM/CAE проектирование», а также лаборатория «Станция контроля за малыми спутниками» и лаборатория «Навигация».

Компьютерный класс «CAD/CAM/CAE проектирование» оснащен лицензионными программными продуктами «ProEngineer», «Altium Designer» и «Satellite Tool Kit», а также свободно распространяемыми средами программирования Lazarus и Java.

В классе «CAD/CAM/CAE проектирование» в рамках курса «Компьютерные технологии проектирования и конструирования микро/наноспутников в среде ProEngineer» студенты получают практические знания и навыки автоматизированного проектирования элементов конструкции космических аппаратов (КА); моделирования движения КА; решения сервисных задач сопровождения КА (расчёта трассы, зоны видимости и т.д.).

Лаборатория «Станция контроля за малыми спутниками» оснащена комплектом аппаратуры, необходимой для приёма-передачи данных на борт микро/наноспутников Берлинского технического университета, и включает в свой состав: станцию приёма-передачи данных ICOM, модемы для соединения со спутниками Veosat и Lapan-TUBSat.

В лаборатории «Станция контроля за малыми спутниками» студенты осуществляют выход на радиосвязь с микро/наноспутниками Берлинского технического университета. Целью радиосвязи является получение телеметрической информации (температуры, напряжения и силы токов на солнечных батареях, на модулях бортовых систем) с борта микро/наноспутников.

Лаборатория «Станция контроля за малыми спутниками» оснащена следующими программными средствами:

- 1 SatPC32 – программа прогнозирования движения космических объектов по данным системы НОРАД.
- 2 Veosat GUI – программа приёма-передачи данных на борт наноспутника Veosat.
- 3 Lapan GUI – программа приёма-передачи данных на борт наноспутника Lapan-TUBSat.

4 Arswin – программа автоматического управления приёмо-передающей антенны.

Лаборатории «Навигация» оснащена имитатором сигналов СН-3803М и комплектом навигационных приёмников.

В лаборатории «Навигация» студенты имеют возможность работы, как с сигналами, имитируемыми имитатором СН-3803М, так и с реальными сигналами систем ГЛОНАСС и GPS.

Лаборатория «Навигация» оснащена следующими программными средствами:

- 1 Nuvi – программа предназначена для обработки реальных сигналов, получаемых с использованием комплекта навигационных приёмников.
- 2 GGhunter – программа предназначена для создания сценариев для имитатора сигналов СН-3803М.

ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА №1

Синтез сценариев для тестирования навигационной аппаратуры микро/наноспутника

Цель работы – получение навыков наземного тестирования навигационной аппаратуры с использованием имитатора сигналов.

Задачи:

- 1 Изучение общих методов синтеза сценариев
- 2 Изучение методов задания движения микроспутника, как материальной точки
- 3 Тестирование навигационной аппаратуры на имитаторе сигналов СН-3803М.

Этапы работы

Выполнение лабораторной работы осуществляется в два этапа:

Этап 1. Синтез сценария

Этапа 2. Проведения моделирования с использованием имитатора СН-3803М

Этап 1. Синтез сценария

При выборе пункта [Синтез] в меню (Рисунок 1.1), появляется диалоговое окно, представленное ниже (Рисунок 1.2).

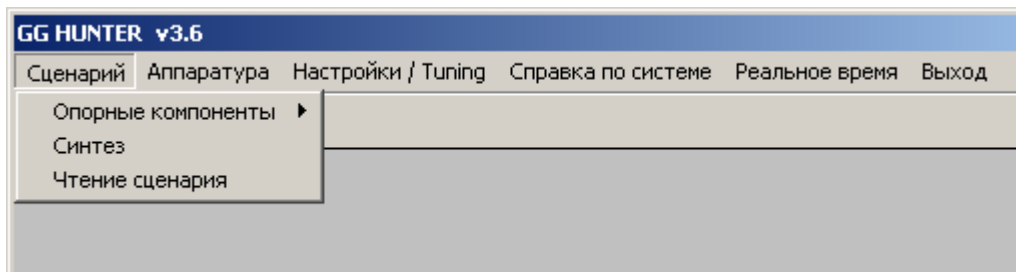


Рисунок 1.1 – Вид подменю [Сценарий]

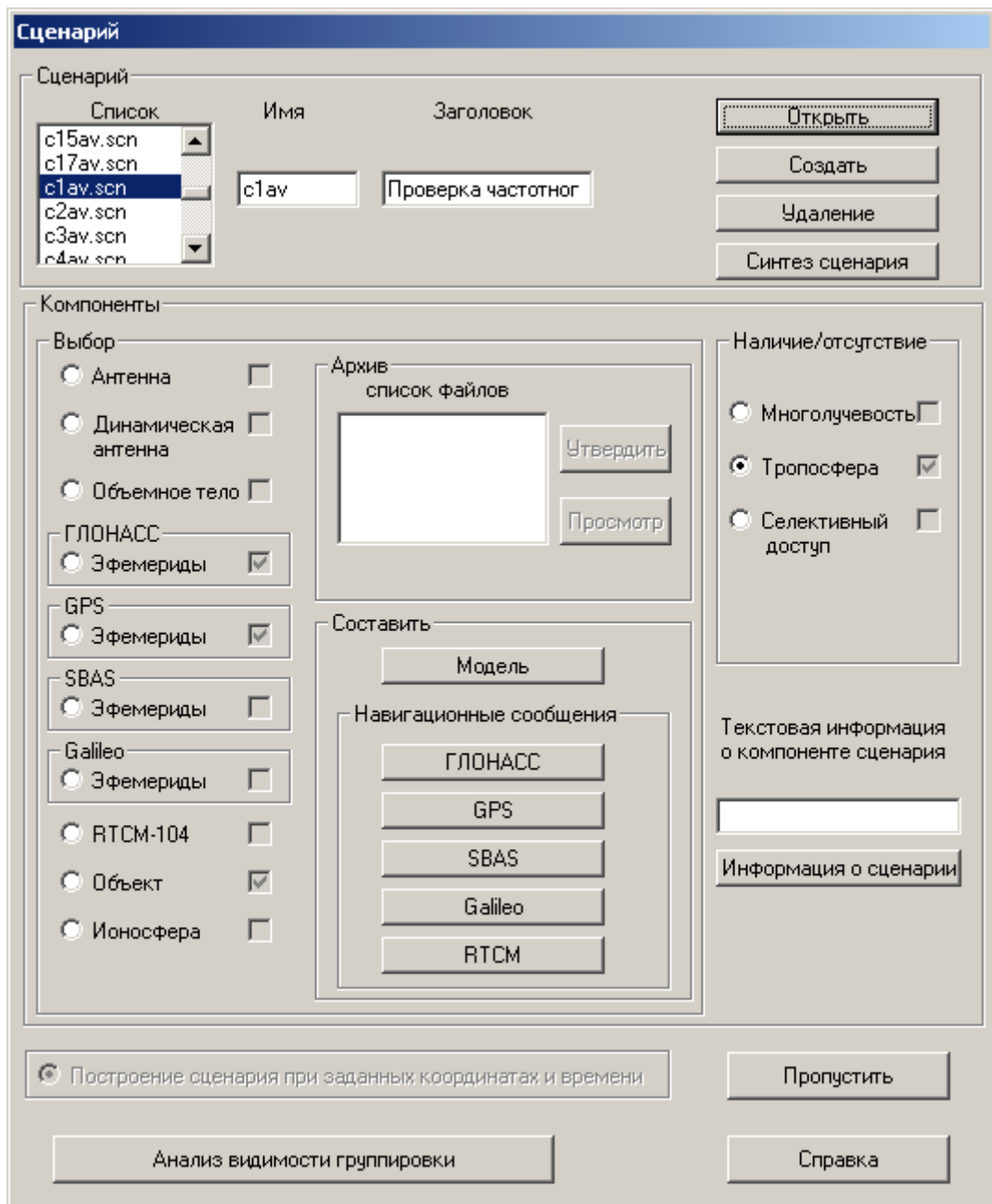


Рисунок 1.2 – Вид окна диалога [Синтез]

Синтез оперативных компонент сценария.

Оперативными компонентами сценария являются:

- навигационные сообщения систем ГЛОНАСС, GPS, SBAS, GALILEO;
- объект (материальная точка или объемное тело);
- модели движения объекта;
- ионосфера;
- дифференциальные поправки;
- описание антенны;
- эфемериды ГЛОНАСС, GPS, SBAS и GALILEO.

Рассматриваемые компоненты относятся к разряду выбираемых из архива или заново создаваемых, и объединены в группу под названием [Выбор].

Перед выбором эфемерид можно ознакомиться с зонами видимости для каждого спутника с помощью диалогового окна (Рисунок 1.3), которое вызывается кнопкой [Анализ видимости группировки].

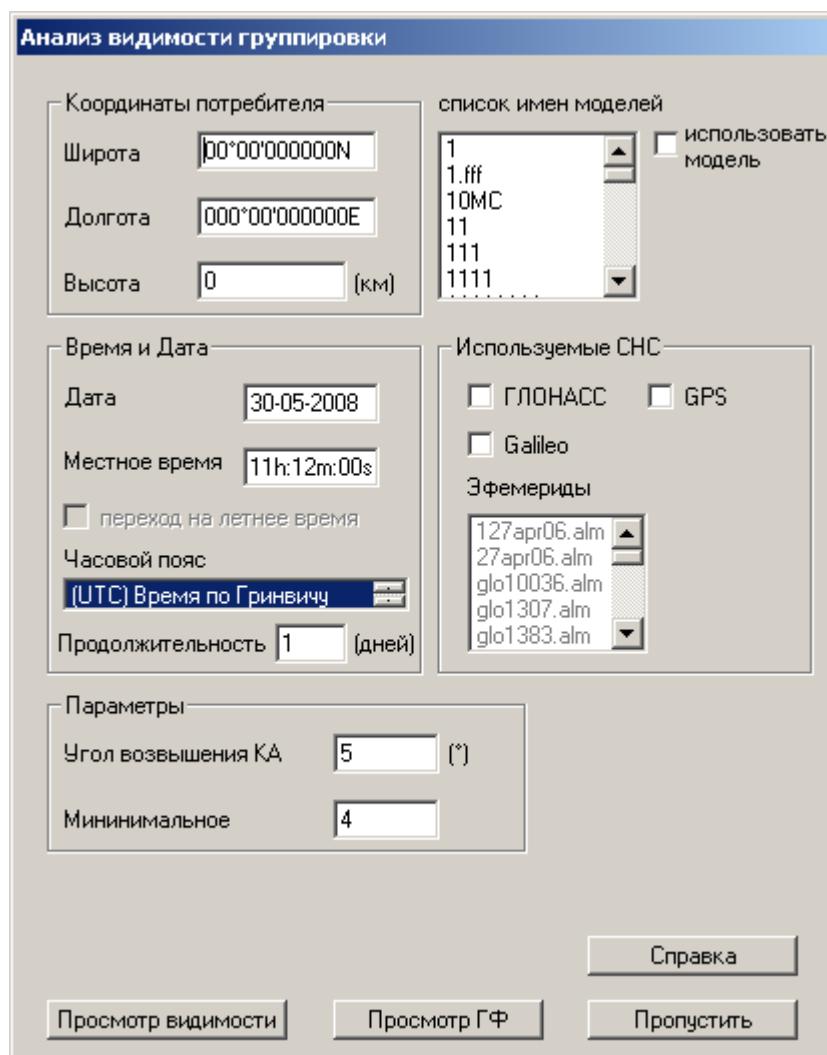


Рисунок 1.3 – Вид окна диалога [Анализ видимости группировки]

Задание параметров и расчет видимости группировки и значений геометрических факторов производится аналогично описанному выше для закладки [Созвездие] калькулятора.

Оперативные компоненты, объединенные в группу под названием [Наличие/отсутствие], относятся к разряду устанавливаемых по флагу:

- наличие или отсутствие многолучевости,
- наличие или отсутствие селективного доступа,
- наличие или отсутствие тропосферы.

К оперативным компонентам, создаваемым оперативно, относятся навигационные сообщения НКА СНС ГЛОНАСС, НКА СНС GPS, ГКА СНС SBAS, НКА СНС GALILEO, модель движения объекта, дифференциальные поправки.

Формирование навигационного сообщения, передаваемого НКА СНС ГЛОНАСС в НК.

Общие сведения

Навигационное сообщение передается в виде потока цифровой информации, закодированной по коду Хемминга и преобразованной в относительный код. Структурно поток цифровой информации формируется в виде непрерывно повторяющихся суперкадров. Суперкадр состоит из нескольких кадров, кадр состоит из нескольких строк цифровой информации. Суперкадр имеет длительность 2,5 минуты и состоит из 5 кадров длительностью 30 секунд. Каждый кадр состоит из 15 строк длительностью 2 секунды. В пределах каждого суперкадра передается полный объем неоперативной информации для всех 24 НКА СНС ГЛОНАСС.

Начальные операции формирования НК НКА СНС ГЛОНАСС.

Для формирования НК НКА ГЛОНАСС необходимо в окне (Рисунок 1.2), нажать кнопку [ГЛОНАСС] в группе [Составить] -> [Навигационные сообщения]. На экране появится диалоговое окно, представленное ниже (Рисунок 1.4). Перед заданием необходимых параметров сначала требуется задать время и дату начала формирования навигационных сообщений НКА. При задании времени начала следует учитывать временную дисциплину формирования суперкадров. Длительность каждого суперкадра равна 2,5 минутам и их количество в среднесолнечных сутках строго фиксировано.

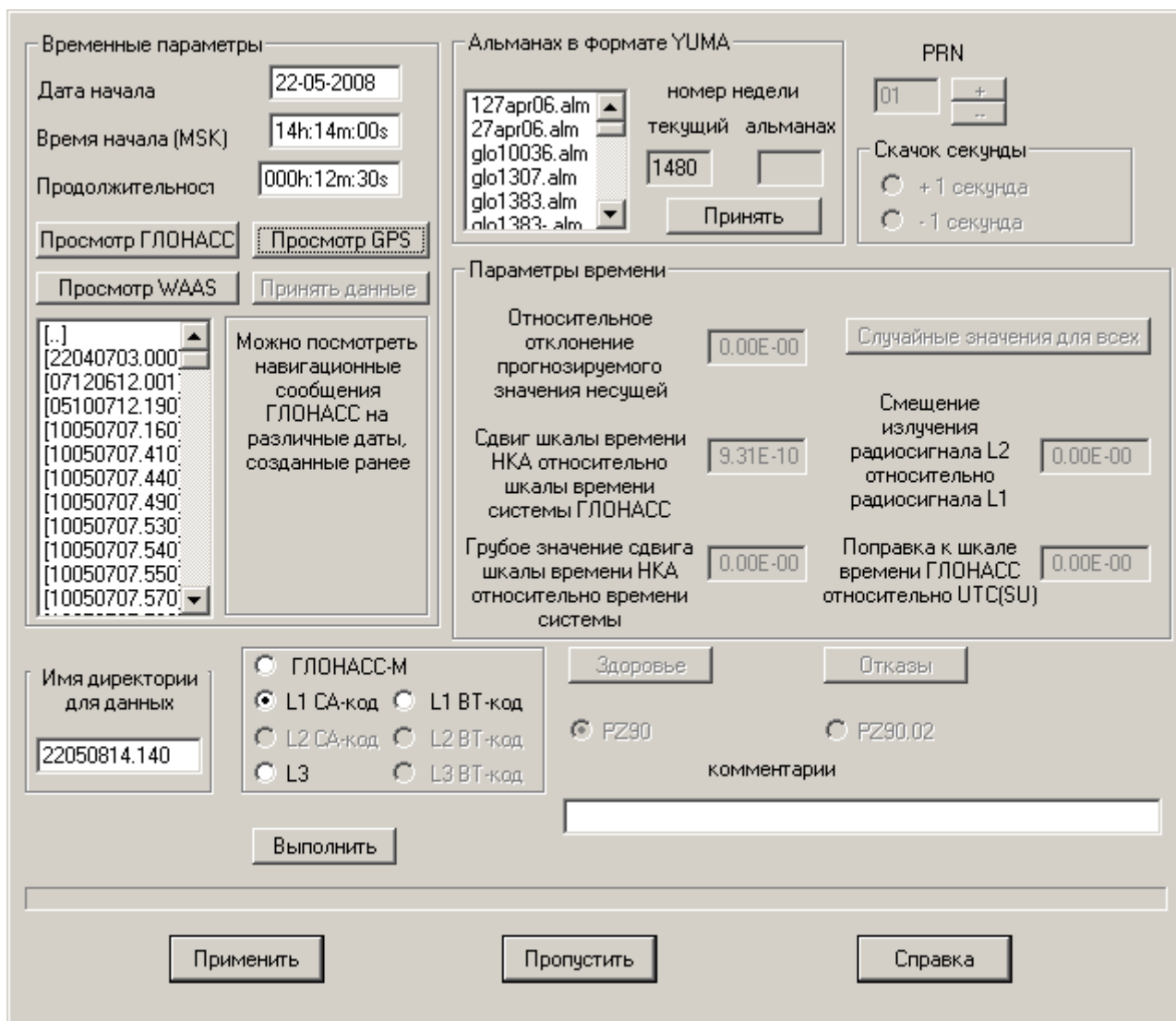


Рисунок 1.4 – Вид окна формирования навигационных сообщений СНС ГЛОНАСС

Задание Временных параметров

Временные параметры могут быть заданы следующими способами:

- 1) Дата и время, предоставляемые ССС, выставляются в соответствующих окнах по умолчанию;
- 2) коррекцией времени и даты, выставленных по умолчанию;
- 3) принятием времени начала первого суперкадра среди уже созданных ССС навигационных сообщений системы GPS, используя следующие кнопки:
 - [Просмотр ГЛОНАСС] – позволяет просмотреть имена уже существующих файлов навигационных сообщений СНС ГЛОНАСС;
 - [Просмотр GPS] – позволяет просмотреть имена уже существующих файлов навигационных сообщений СНС GPS;

- [Просмотр WAAS] – позволяет просмотреть имена уже существующих файлов навигационных сообщений СНС SBAS.

Нажатие на эти кнопки позволяет получить информационные справки о временных параметрах просматриваемых эфемерид.

Кнопка [Принять данные] становится доступной после нажатия кнопки [Просмотр GPS] или [Просмотр WAAS] и позволяет принять дату и время соответствующего навигационного сообщения, прибавив 3 часа для СНС ГЛОНАСС. Точное значение принятой даты и времени навигационных сообщений отображается в рядом расположенном информационном окне.

СНС ГЛОНАСС, GPS работают с разным исходным моментом отсчета времени. Об этом следует помнить при формировании навигационных сообщений, из которых в дальнейшем будет создаваться сценарий. Если в сценарий попадут навигационные сообщения, сформированные численно на одно и тоже время, то их временной отсчет относительно общей ШВ UTC разойдется на 3 часа, что приведет к сбойным навигационно-временным определениям НАП при воспроизведении такого сценария на ИС.

Задание параметров альманаха СНС ГЛОНАСС

На следующем шаге создания навигационных сообщений для ССС становится доступен альманах группировки. В окне группы [Альманах в формате YUMA] представлен список альманахов ОГ, записанных в результате режима задания орбит НКА системы. Выбор ОГ осуществляется по номеру недели. В окнах под именем [Номер недели]:

- [текущий] - показывает номер недели, которой принадлежит текущая дата,
- [альманах] – показывает номер недели альманаха, выбранного по клавише [Принять].

В окне под надписью [Параметры времени] могут быть введены временные параметры для каждого НКА, которые по умолчанию считаются нулевыми. Системный номер НКА, для которого вводятся параметры, отображается в окне под надписью [PRN]. Номер может быть изменен нажатием на кнопки [+][-].

В левой части диалогового окна под информацией о времени создания навигационных сообщений находится окно [Имя директории для данных]. В этом окне представлено имя директории, в которой будут сохранены навигационные сообщения и которое может быть изменено по желанию оператора. По умолчанию имя файла формируется в соответствии с датой и временем создания сообщений:

ddmmyyhh.iis,

где dd – число, mm – месяц, yy – год, hh – час, ii – минуты, s - 0 (0 секунд) или 1 (30 секунд).

Задание режима отказов-сбоев

Для ввода режима задания отказов-сбоев в создаваемые навигационные сообщения необходимо нажать кнопку [Отказы]. Вид окна для задания отказов-сбоев навигационных сообщений приведен ниже (Рисунок 1.5). При этом будет получен доступ к режиму задания отказов-сбоев в создаваемые навигационные сообщения двух типов:

- погрешности определения оцифровки момента излучения сигнала с НКА (искажение информации о времени);
- погрешности определения координат наблюдения НКА.

Рисунок 1.5 – Вид окна для задания отказов-сбоев навигационных сообщений

Все вводимые значения относятся к системному номеру, который отображается рядом с соответствующей надписью [Системный номер]. Кнопками, расположенными рядом с окном редактирования можно изменять номер НКА и задавать необходимые значения погрешностей.

Если поставить черную точку у надписи [Погрешности в оцифровке], то доступными для редактирования становятся окна, расположенные ниже, в которые вводятся значения, для каждого НКА отдельно:

- [Начало сбоя в оцифровке] - промежуток времени от начала сценария, с которого проявляется сбой в оцифровке (задается в секундах);
- [Продолжительность сбоя] - промежуток времени, в течение которого проявляется сбой (задается в секундах);

- [Величина сбоя] - значение погрешности в оцифровке (задается в секундах).

Если поставить черную точку у надписи [Погрешности в координатах], то доступными становятся окна, расположенные выше и ниже, в которые вводятся значения для каждого НКА отдельно:

- [Начало сбоя в координатах] - промежуток времени от начала сценария, с которого появляется погрешность в координатах (задается в секундах);
- [Продолжительность сбоя] - промежуток времени, в течение которого проявляется сбой (задается в секундах);
- [X] - погрешность координаты по оси X, задаваемая в метрах;
- [Y] - погрешность координаты по оси Y, задаваемая в метрах;
- [Z] - погрешность координаты по оси Z, задаваемая в метрах.

Для одного НКА могут быть заданы погрешности обоих типов, определяемые каждый своим временем. Для этого необходимо, не меняя системный номер НКА, переключать режим задания погрешностей с одного на другой или последовательно, меняя системные номера НКА, задать наличие одной погрешности, потом другой.

При нажатии на кнопку [Сохранить] информация о сбоях сохраняется и окно закрывается.

При нажатии на кнопку [Пропустить] информация игнорируется и окно закрывается.

Кнопка [Справка] предназначена для получения справочной информации.

Задание технического состояния НКА ГЛОНАСС

При нажатии кнопки [Здоровье] появляется дополнительное окно (Рисунок 1.6) в котором может быть задано «здоровье» НКА в соответствии с ИКД для каждого НКА и каждого суперкадра. Выбор PRN [PRN] и [Номер суперкадра] осуществляется кнопками [+/-]. При этом здоровый спутник должен быть отмечен «черной точкой» радиокнопки [здоровье]. При смене суперкадра отображается время начала выбранного суперкадра [Время суперкадра]. Количество суперкадров зависит от продолжительности создаваемых навигационных сообщений. Начало создаваемых навигационных сообщений отображается рядом с [Дата] и [Время], а рядом с [Продолжительность] и [Количество суперкадров] выводится информация о продолжительности сообщений.

Кнопка [Сохранить] предназначена для сохранения введенной информации и закрытия окна.

Кнопка [Пропустить] предназначена для закрытия окна, при этом введенная информация игнорируется.

Кнопка [Справка] предназначена для получения справочной информации.

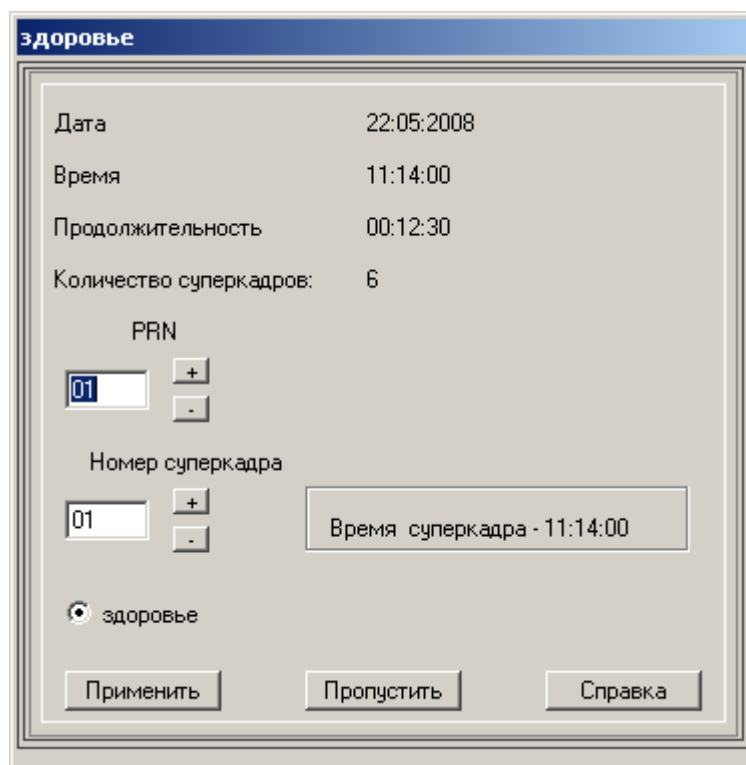


Рисунок 1.6 – Вид окна для задания технического состояния НКА ГЛОНАСС.

Заключительные операции формирования НК СНС ГЛОНАСС

В информационной строке [комментарии] при необходимости оператор может ввести информацию для описания создаваемых навигационных сообщений.

Если ввод или просмотр параметров эфемерид ГЛОНАСС закончен, то необходимо нажать кнопку [Выполнить]. Процесс формирования контролируется изменяющейся цветной полосой под кнопкой и заканчивается при ее полном заполнении.

В результате создаются 24 файла (отдельно для каждого НКА СНС) с битовыми последовательностями, соответствующими навигационным сообщениям заданной длительности.

Выход с сохранением эфемерид осуществляется нажатием на кнопку [Применить].

При нажатии кнопки [Пропустить] все действия оператора по синтезу эфемерид ГЛОНАСС ССС игнорируются и любые созданные данные уничтожаются, после чего оператор может приступить к созданию эфемерид с «чистого» листа.

Кнопка [Справка] предназначена для получения справочной информации.

Формирование навигационного сообщения, передаваемого НКА GPS в НК

Общие сведения.

Построение ОГ СНС GPS, характеристики сигналов, формирование навигационного сообщения соответствует требованиям ИКД «INTERFACE CONTROL DOCUMENT. NAVSTAR GPS SPACE SEGMENT/ NAVIGATION USER INTERFACES» ICD-GPS-200.

Формат структуры основного сообщения представляет собой кадр, состоящий из 1500 разрядов и скомпонованный из пяти подкадров. Каждый подкадр состоит из 300 разрядов. Полное сообщение требует передачи 25 кадров. Поток навигационных данных передается НКА со скоростью 50 бит в секунду. Длительность навигационного сообщения составляет 12,5 минут.

Начальные операции формирования НК НКА СНС GPS

Для формирования НК НКА СНС GPS необходимо в окне, представленном выше (Рисунок), нажать кнопку [GPS] в группе [Составить] -> [Навигационные сообщения]. На экране появляется диалоговое окно, представленное ниже (Рисунок 1.7). Начальной стадией для задания всех величин является время и дата начала формирования навигационных сообщений НКА. При задании этого времени в ССС учитываются особенности формирования суперкадров в СНС GPS.

Одним из элементов порядка формирования кадров в СНС GPS является выравнивание суперкадра по модулю недели, т.е. всегда начало недели в СНС GPS соответствует времени начала отработки новых суперкадров по всем «здоровым» НКА. Длительность суперкадра в точности равна 750 секундам.

Задание временных параметров

Временные параметры могут быть заданы способами:

- 1) Дата и время, предоставляемые ССС. Устанавливаются в соответствующих окнах по умолчанию.
- 2) Коррекцией времени и даты, предоставленных по умолчанию.
- 3) Принятием времени начала первого суперкадра среди уже созданных ССС навигационных сообщений системы GLONASS. Для этого предназначены кнопки:
 - [Просмотр ГЛОНАСС] – позволяет просмотреть имена уже существующих файлов навигационных сообщений СНС ГЛОНАСС;
 - [Просмотр GPS] - позволяет просмотреть имена уже существующих файлов навигационных сообщений СНС GPS;

- [Просмотр WAAS] – позволяет просмотреть имена уже существующих файлов навигационных сообщений СНС SBAS;
- [Принять данные] – становится доступной при нажатии одной из кнопок [Просмотр ГЛОНАСС], [Просмотр WAAS] и позволяет принять дату и время соответствующего навигационного сообщения, для навигационного сообщения ГЛОНАСС откорректировав системное время СНС GPS на 3 часа.

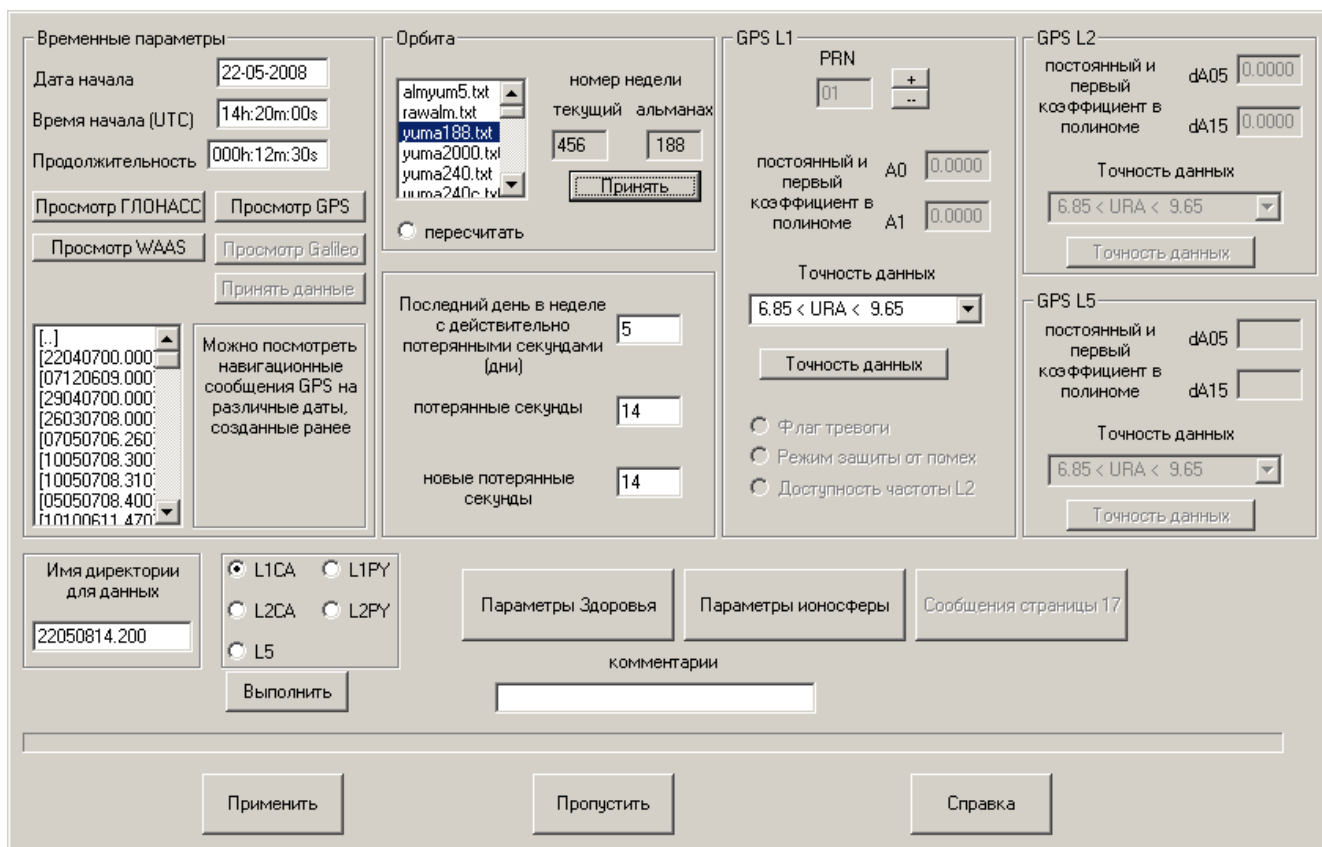


Рисунок 1.7 – Вид окна формирования навигационных сообщений СНС GPS

Выбор альманаха СНС GPS

В окне под именем [Орбита] представлен список альманахов ОГ, записанных в результате режима задания орбит НКА системы. Выбор ОГ осуществляется по номеру недели. В окнах под именем [номер недели]:

- [текущий] - отображается номер недели, к которой принадлежит текущая дата;
- [альманах] – отображается номер недели альманаха, выбранной клавишей [Принять].

Отмеченная черным радиокнопка [пересчитать] обеспечивает пересчет отображаемых данных для времени, введенного в рамке [Временные параметры].

Клавишами [+] и [-] изменяется номер НКА, который отображается в рядом расположенном окне [PRN].

В расположенных ниже окнах приведены некоторые временные параметры, описанные в ICD-GPS-200 для каждого НКА, которые по умолчанию считаются нулевыми.

В окне [потерянные секунды] вводится величина "потерянных" секунд СНС GPS.

В окне [новые потерянные секунды] вводится новое значение "потерянных" секунд, если должен произойти "скачок" (изменение ШВ НКА на целочисленное число секунд).

Окно [последний день в неделе с действительно потерянными секундами (дни)]. Если должен произойти "скачок" секунды, то рассматриваемое окно становится доступным и в нем вводится последний день действия предыдущего значения "потерянных" секунд. Номер дня действует в течение недели.

При редактировании альманаха могут быть установлены флаги:

- признак передачи данных на частоте L2 – [Доступность частоты L2];
- признак синхронизации (для конструкции НКА модели Блок-1) – [Флаг синхронизации]; или признак режима, обеспечивающего защиту от уводящих помех (для конструкции НКА модели Блок-2) – [Режим защиты от помех];
- признак момента потери информации (для Блока-1) – [Флаг потери информации] или признак тревоги (для Блока-2) – [Флаг тревоги].

Под надписью [Точность данных] задается прогнозируемая точность определения дальности потребителя до НКА при использовании стандартного канала для двухчастотного способа определения. Здесь для каждого НКА можно выбрать любое значение **URA** из списка для каждого НКА. При этом каждое значение **URA** из списка задается на всю продолжительность сообщений. Для более детализированного задания необходимо нажать на кнопку [Точность данных], тогда откроется окно, представленное ниже (Рисунок 1.8).

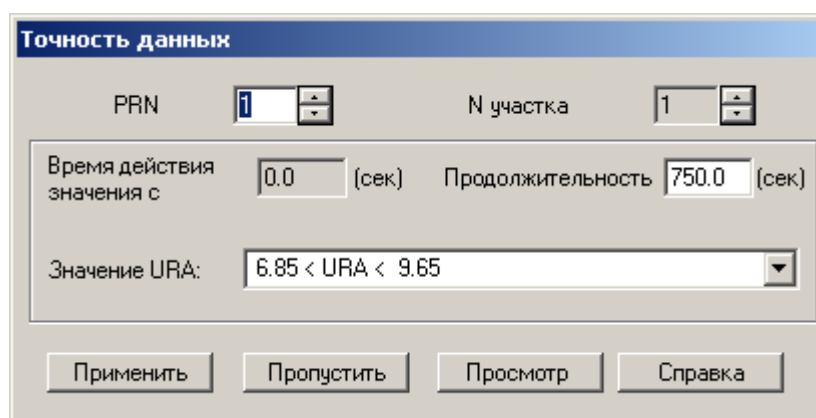


Рисунок 1.8– Вид окна для задания точности данных НКА.

В окне редактирования [PRN] отображается системный номер (PRN) спутника GPS, для которого будет детализировано задаваться точность данных. Номер можно менять вручную, а также с помощью кнопок прокрутки, расположенных справа от окна.

Изменение значения **URA** задается для участков, определяемых по времени их начала и продолжительности участка. В окне [Время действия значения с] отображается время начала действия заданного значения **URA** в секундах от начала формирования навигационных сообщений системы GPS, выбранных в основном окне. В окне редактирования [Продолжительность] задается продолжительность действия выбранного значения в секундах.

В окне [Значение URA] выбирается значение **URA** из выпадающего списка.

В окне [N участка] отображается порядковый номер, заданного участка. После выбора продолжительности и значений **URA** с помощью кнопок прокрутки можно перейти к заданию следующего участка.

В процессе задания можно посмотреть на графическое отображение заданных значений, нажав кнопку [Просмотр], в результате чего возникнет окно, представленное на рисунке ниже (Рисунок 1.9).

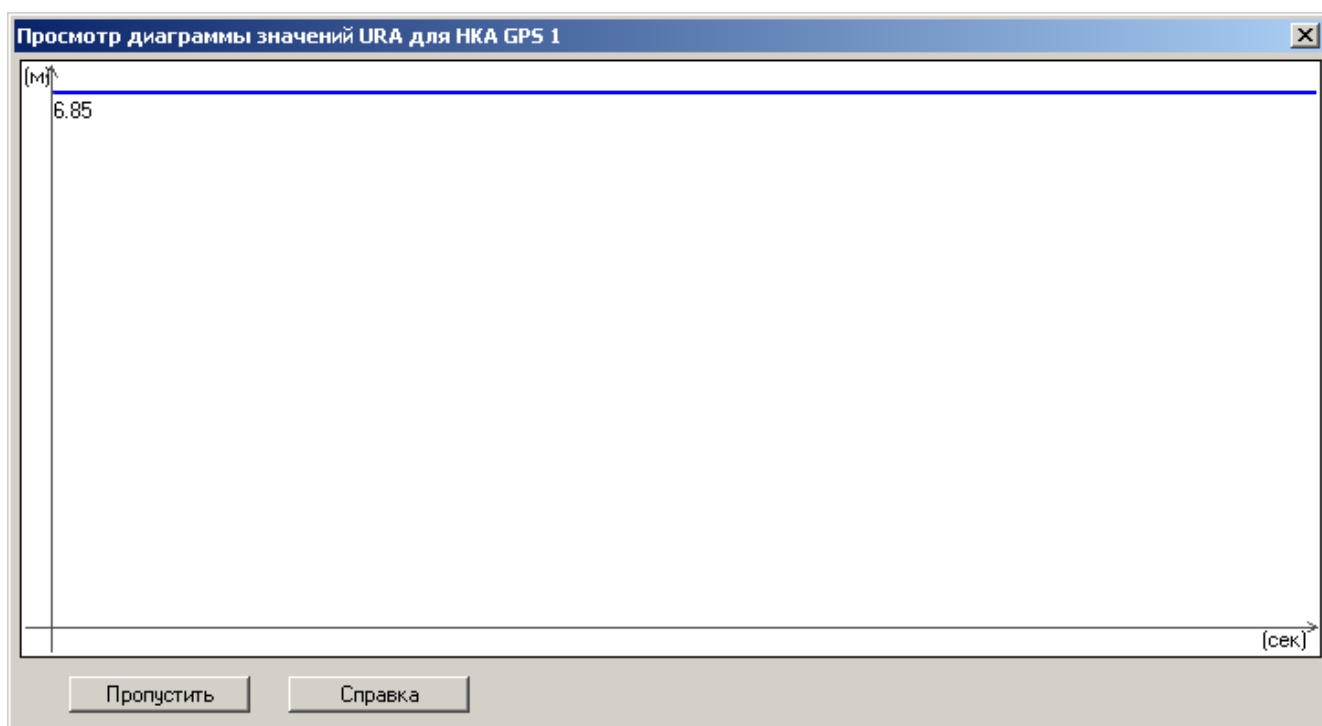


Рисунок 1.9 – Вид окна для просмотра графиков точности данных для НКА GPS.

Для выхода из окна просмотра предназначена кнопка [Пропустить].

Завершение задания значений **URA** с сохранением данных осуществляется при нажатии на кнопку [Применить]. При отказе от сохранения необходимо нажать кнопку [Пропустить].

Кнопка [Справка] предназначена для получения справочной информации.

При нажатии кнопки [Параметры Здоровья] появляется дополнительное окно, в котором могут быть заданы параметры функционирования («здоровья») НКА в соответствии с ИКД для каждого частотного диапазона, каждого НКА и каждого суперкадра. Выбор PRN [PRN] и [Номер суперкадра] осуществляется кнопками [+/-]. При смене суперкадра отображается время начала выбранного суперкадра [Время суперкадра]. Количество суперкадров зависит от продолжительности создаваемых навигационных сообщений. Функционирование НКА без ограничений («Здоровье» НКА) складывается по описанному в ICD-GPS-2000 правилу из двух параметров, значения которых выбираются при открытии соответствующих окон с параметрами.

Описание модели движения в Геоцентрической СК в виде файла с таблицей

При выборе пункта [Таблица] в меню (**Ошибка! Источник ссылки не найден.**), возникает окно (Рисунок 1.10) для выбора имени файла, в котором содержатся значения поворотных точек в Геоцентрической СК, описывающих движение объекта.

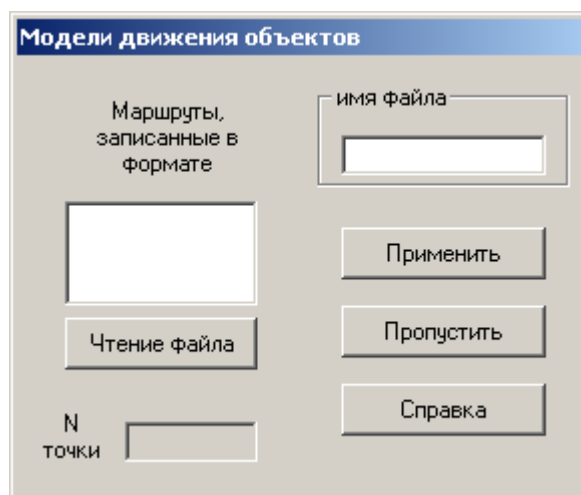


Рисунок 1.10 – Вид окна выбора файла для описания модели движения

Выбирается файл из списка, расположенного под надписью [Маршруты, записанные в формате]. Кроме того, чтение с любого диска компьютера и запись маршрута в этот список осуществляется в стандартном диалоговом окне, открываемом кнопкой [Чтение файла]. Файл с данными должен иметь расширение «хуз». После выделения имени файла

цветом, происходит декодирование содержания файла, в окне с надписью [N точки] появится порядковый номер последней точки, что будет соответствовать количеству точек в таблице, а в окне под надписью [имя файла] отобразится имя файла по умолчанию, в котором предлагается сохранить преобразованную информацию. Данное имя файла может быть изменено.

Формат формализованной записи маршрута для преобразования в формат маршрута ССС:

(по строкам записывается информация через любое количество пробелов)

- время в секундах;
- значение координаты X в метрах;
- значение координаты Y в метрах;
- значение координаты Z в метрах;
- значение скорости по оси X в метрах в секунду;
- значение скорости по оси Y в метрах в секунду;
- значение скорости по оси Z в метрах в секунду.

Данные преобразования не подвергаются дополнительной обработке и, таким образом, никакой алгоритм сглаживания не применяется.

В окне [имя файла] вводится имя файла, в котором будет сохранена информация о введенных значениях.

При нажатии на кнопку [Применить] информация сохраняется и окно закрывается.

При нажатии на кнопку [Пропустить] информация игнорируется и окно закрывается.

Кнопка [Справка] предназначена для получения справочной информации.

здоровье

Дата 22.05.2008
 Время 14:20:00
 Продолжительность 00:12:30
 Количество 2

PRN
 +
 -
 НКА блок I

Номер суперкадра
 +
 -
 Время суперкадра - 14:12:30

Параметры здоровья
 ALL DATA OK
 All Signals OK

Номер суперкадра L2
 +
 -
 Количество 16
 Время суперкадра - 14:20:00

Параметры здоровья GPS L2
 ALL DATA OK
 All Signals (I & Q) OK

Номер суперкадра L5
 +
 -
 Количество 32
 Время суперкадра - 14:20:00

Параметры здоровья GPS L5
 ALL DATA OK
 All Signals (I & Q) OK

Применить Пропустить Справка

Рисунок 1.11– Вид окна для задания технического состояния НКА.

Задание параметров ионосферы

При нажатии на кнопку [Параметры ионосферы] возникает диалоговое окно, представленное ниже Рисунок .12. В этом окне могут быть заданы параметры, используемые при расчете ионосферной задержки: четыре коэффициента уравнения, описывающие амплитуду вертикальной задержки [Alfa] и четыре коэффициента уравнения, описывающего период модели [Beta]. Коэффициенты могут быть заданы произвольно при вводе соответствующей информации (кнопка [Редактор]) или выбраны типовыми из ИКД для моделируемого времени года: [Зима], [Весна], [Лето], [Осень].

Если влияние ионосферы не учитывается, то можно выбрать нулевые значения параметров - [Обнуление].

Кнопка [Применить] – подтверждение информации.

Если коэффициенты задавались произвольно, то при подтверждении необходимо ввести имя файла, в котором они будут сохранены [список файлов ионосферы].

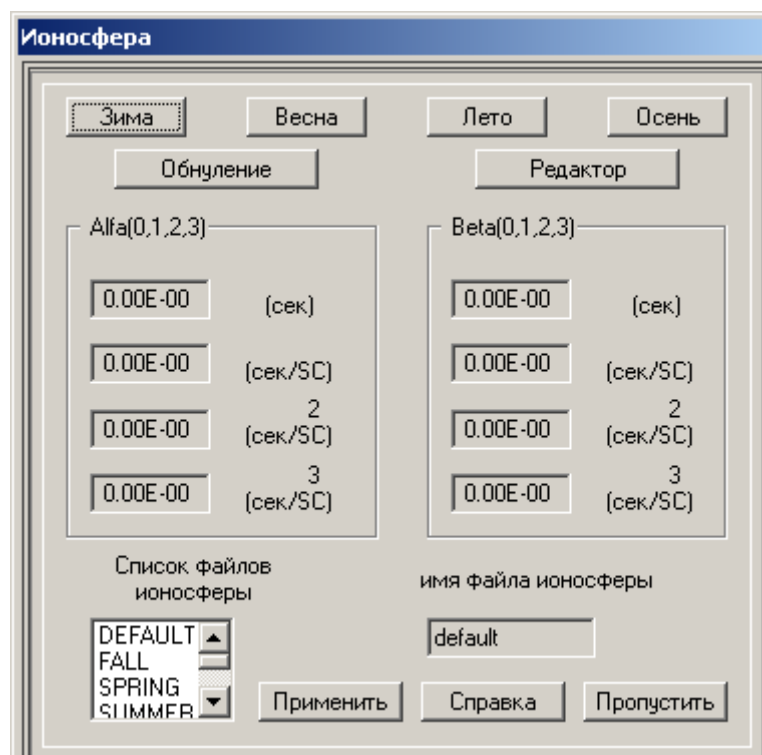


Рисунок 1.12– Вид окна учета ионосферных задержек.

Заключительные операции формирования НК СНС GPS

В окне (Рисунок), под надписью [имя директории для данных] отображается имя директории, в которой данные будут сохранены и которое может быть изменено по желанию оператора. По умолчанию имя формируется в соответствии с датой и временем создания сообщений:

ddmmyyhh.iis,

где dd – число, mm – месяц, yy – год, hh – час, ii – минуты, s - 0 (0 секунд), 1 (30 секунд).

В информационной строке [комментарии] при необходимости следует ввести требуемую информацию для описания создаваемых навигационных сообщений.

После окончания ввода или просмотра параметров эфемерид СНС GPS необходимо сформировать эфемеридную информацию. Формирование информации происходит при нажатии кнопки [Выполнить]. Процесс формирования контролируется изменяющейся цветной полосой под кнопкой и заканчивается при полном заполнении соответствующего окна. В результате создаются 32 файла (отдельно для каждого НКА) с битовыми последо-

вательностями, соответствующими навигационным сообщениям заданной длительности. Выход с сохранением эфемерид осуществляется по кнопке [Применить].

При нажатии кнопки [Пропустить] все действия оператора по синтезу эфемерид НКА СНС GPS ССС игнорируются, любые созданные данные уничтожаются, после чего оператор может приступить к созданию эфемерид с «чистого» листа.

Кнопка [Справка] предназначена для получения справочной информации.

Описание модели движения в Геоцентрической СК в виде файла с таблицей

При выборе пункта **Сценарий** → **Опорные компоненты** → **Объект** → **Объект материальная точка** → **Геоцентрическая СК** → **Таблица** возникает окно (Рисунок) для выбора имени файла, в котором содержатся значения поворотных точек в Геоцентрической СК, описывающих движение объекта.

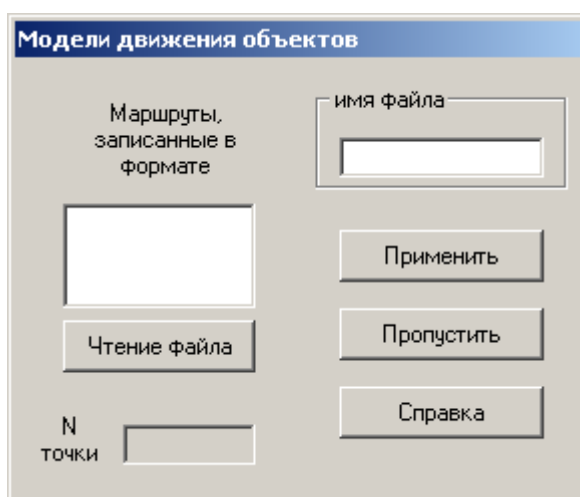


Рисунок 1.13 – Вид окна выбора файла для описания модели движения

Выбирается файл из списка, расположенного под надписью [Маршруты, записанные в формате]. Кроме того, чтение с любого диска компьютера и запись маршрута в этот список осуществляется в стандартном диалоговом окне, открываемом кнопкой [Чтение файла]. Файл с данными должен иметь расширение «хуз». После выделения имени файла цветом, происходит декодирование содержания файла, в окне с надписью [N точки] появится порядковый номер последней точки, что будет соответствовать количеству точек в таблице, а в окне под надписью [имя файла] отобразится имя файла по умолчанию, в котором предлагается сохранить преобразованную информацию. Данное имя файла может быть изменено.

Формат формализованной записи маршрута для преобразования в формат маршрута ССС:

(по строкам записывается информация через любое количество пробелов)

- время в секундах;
- значение координаты X в метрах;
- значение координаты Y в метрах;
- значение координаты Z в метрах;
- значение скорости по оси X в метрах в секунду;
- значение скорости по оси Y в метрах в секунду;
- значение скорости по оси Z в метрах в секунду.

Данные преобразования не подвергаются дополнительной обработке и, таким образом, никакой алгоритм сглаживания не применяется.

В окне [имя файла] вводится имя файла, в котором будет сохранена информация о введенных значениях.

При нажатии на кнопку [Применить] информация сохраняется и окно закрывается.

При нажатии на кнопку [Пропустить] информация игнорируется и окно закрывается.

Кнопка [Справка] предназначена для получения справочной информации.

Этап 2. Проведения моделирования с использованием имитатора СН-3803М

Для проведения моделирования с использованием имитатора СН-3803М необходимо выполнить следующие действия:

- 1 Сохранить сценарий на флэш-карту.
- 2 Вставить флэш-карту в слот имитатора, **включить имитатор и прогреть его 20 минут.**
- 3 Выполнить действия описанные ниже

Аппаратура

При выборе в главном меню пункта [Аппаратура] возникает всплывающее подменю, представленное ниже (Рисунок 1.14).

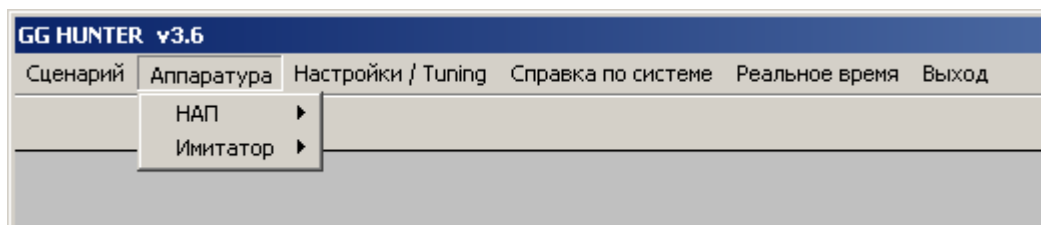


Рисунок 1.14 – Вид подменю [Аппаратура]

Осуществление обратной связи с тестируемым оборудованием

При выборе пункта [НАП] в меню (Рисунок) ССС входит в режим обратной связи с тестируемым оборудованием. Возникает всплывающее подменю, представленное на ниже (Рисунок 1.15).

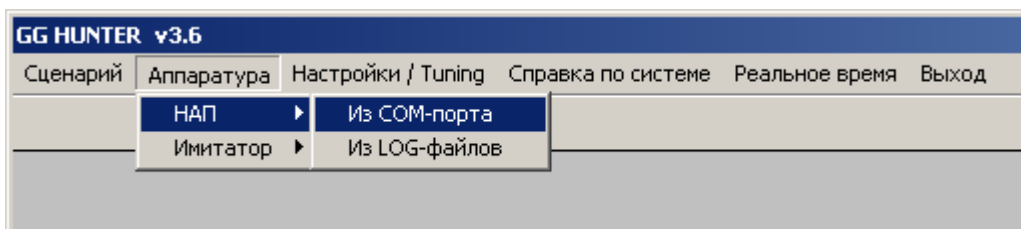


Рисунок 1.15 – Вид подменю [НАП]

Осуществление обратной связи с тестируемым оборудованием, подключенным к ПЭВМ, на которой установлено ПМО-ССС по последовательному порту (СОМ-порт).

Доступ к режиму осуществляется по выбору пункта меню [Из СОМ-порта] (Рисунок 1.15).

Диалоговое окно рассматриваемого режима представлено ниже (Рисунок 1.16).

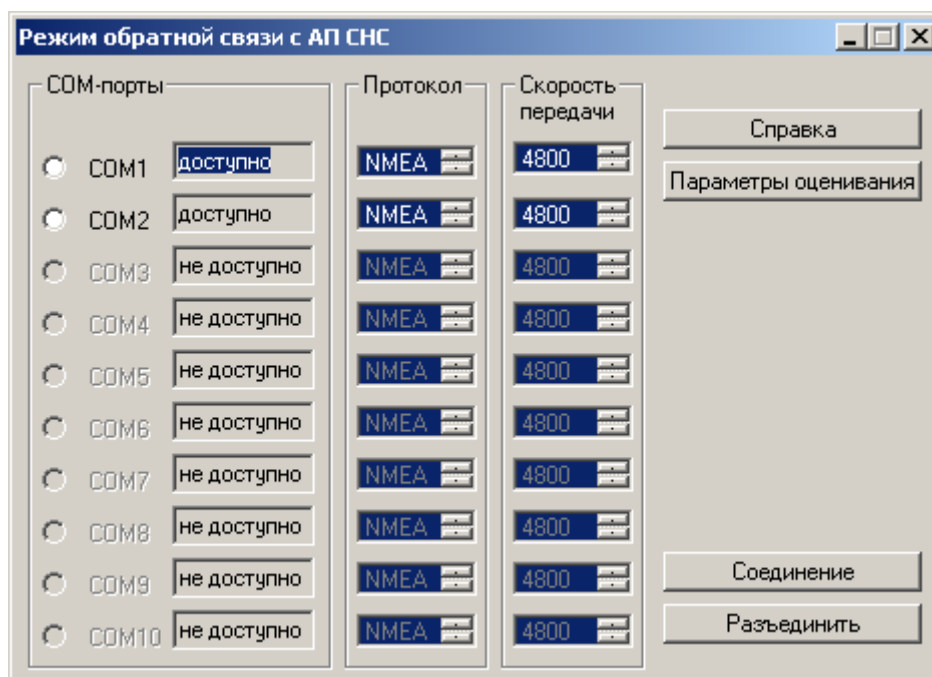


Рисунок 1.16 – Вид окна настройки режима обратной информационной связи с НАП

Необходимо выбрать номер СОМ-порта, к которому подключена НАП из доступных ([доступно]).

Необходимо произвести настройку ПМО-ССС на протокол обмена данными по этому порту. В настоящее время протоколом по умолчанию является NMEA. Также могут быть выбраны протоколы BINR, ICD-153A, RINEX.

В окне [Скорость передачи] необходимо ввести скорость обмена данными и «поджечь» ее. По умолчанию скорость равна 4800.

Для настройки параметров режима получения оценочных характеристик работы НАП в графическом и табличном виде, а также режима записи результатов в файл необходимо нажать кнопку [Параметры оценивания] (Рисунок 1.16). После этого отобразится диалоговое окно, представленное ниже (Рис. 1.17).

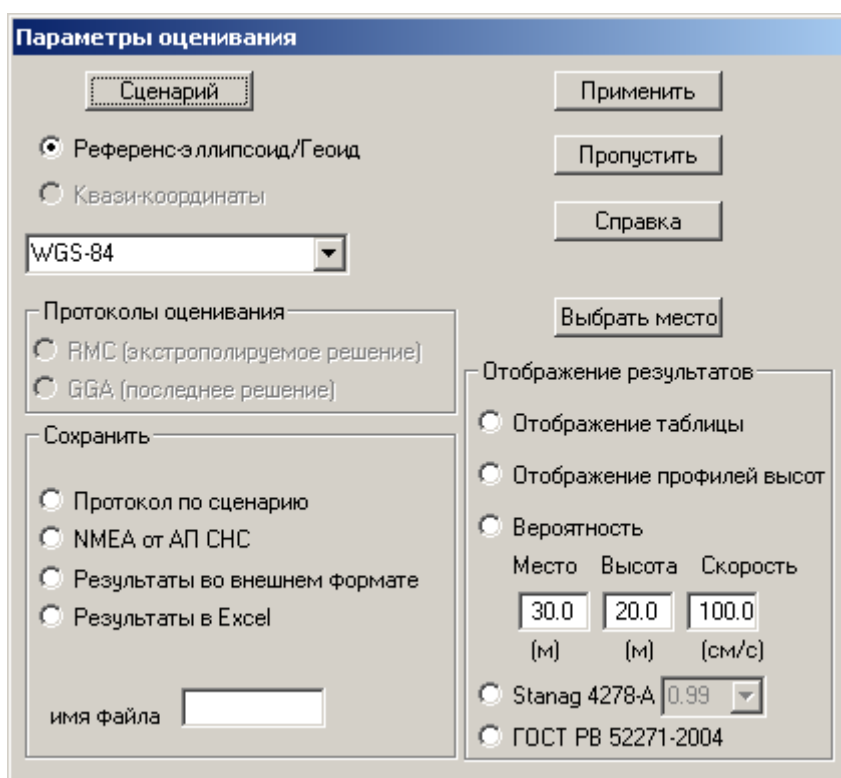


Рисунок 1.17 – Вид окна для задания параметров режима оценивания НАП.

По умолчанию координаты от тестируемой НАП выбираются из NMEA - предложения GGA, но возможно получение данных из предложения RMC ([Протоколы оценивания]).

Если в окне с надписью [Референс-эллипсоид/Геоид] стоит черная точка, то моделируемые координаты будут представляться на референс-эллипсоиде. По умолчанию это – WGS-84. Другой референс-эллипсоид может быть выбран из списка, расположенного ниже. Если в окне убрать точку, то надпись поменяется [Геоид/Референс-эллипсоид] и моделируемые координаты будут на геоиде.

Для сравнения результатов работы НАП с моделируемым движением необходимо открыть сценарий, соответствующий запущенному на БИ - кнопка [Сценарий]. При этом возникает окно (Рисунок 1.18) со списком сценариев, находящихся на ПЭВМ. Если имени сценария достаточно для его идентификации, то при выборе его из списка и нажатии кнопки [Применить] сценарий тем самым принимается для использования.

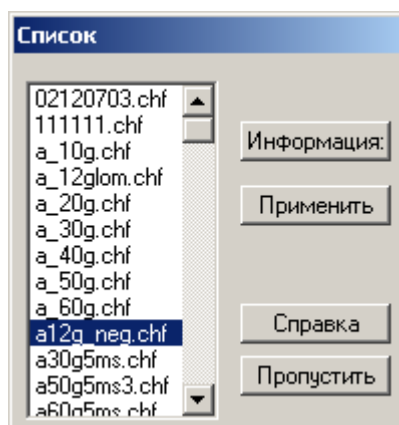


Рисунок 1.18 – Вид окна со списком сценариев

При этом есть возможность получить дополнительную информацию, нажав кнопку [Информация:]. В появившемся окне (рис. 1.19) в текстовом виде представлена информация об имени, версии сценария, дате и времени начала действия, продолжительности, некоторая общая информация. Приводится количество НКА по СНС, по кодам и частотам, список номеров и литеров, задействованных НКА.

При необходимости можно сохранить данные расхождений между моделируемыми ССС и получаемыми от НАП навигационными параметрами в файле с текстовым форматом. Для этого в окне (Рисунок) под надписью [Сохранить] требуется поставить точку рядом с надписью [Протокол по сценарию], [BINR от АП СНС] или [NMEA от АП СНС] или [RINEX от АП СНС] (в зависимости от выбранного протокола обмена данными) , [результаты во внешнем формате] или [результаты в Excel] и ввести имя файла [имя файла]. При выборе в качестве протокола обмена RINEX, доступны в реальном времени только операции с записью данных, поступающих от АП СНС.

Для результатов сравнения в формате Excel необходимо выбрать текстовый файл [результаты в Excel]. Данные, относящиеся к одному моменту времени, расположены в одну строку, т.е. в конечном итоге одноименные данные для разных моментов времени оказываются в одном столбце и, следовательно, доступны для дальнейшей обработки **Excel**.

Пример:

Заголовок:

Time		Real data		Data of receiver		error		satellite
------	--	-----------	--	------------------	--	-------	--	-----------

Представляемые данные:

- время – часы, минуты, секунды с долями,
- модельные данные – широта, долгота, высота, курс, составляющие скорости (горизонтальная, по широте, долготе, высоте),
- данные от тестового приемника – широта, долгота, высота, курс, составляющие скорости (горизонтальная, по широте, долготе, высоте),
- расхождения между вышеупомянутыми данными,
- информация о достоверности данных и из предложений **GSV, PORZD**.

Файл будет иметь расширение **.exN**, где N – номер **COM**-порта, по которому установлена информационная связь.

Кроме этого, в окне под надписью [Отображение результатов сравнения] возможна настройка на отображаемую в процессе тестирования информацию. По умолчанию, всегда на фоне цифровой картографической информации рисуются траектории модельного движения и реального движения тестируемого объекта. Окно с картографической информацией убирается только вместе с прерыванием процесса тестирования, но его можно перемещать или минимизировать. Можно заказать отображение данных, описанных при записи в файлы, в виде таблицы в процессе тестирования [Отображение таблицы] и графиков

изменения высот - [Отображение профилей высот]. Существует возможность расчета вероятности попадания в круг заданного радиуса ошибок места и модуля скорости. Для этого утверждается режим [Вероятность] и в окнах под данной надписью вводятся значения радиуса для ошибок места в метрах и модуля скорости в см/сек.

В рамке [Отображение результатов сравнения] расположена радиокнопка [Stanag 4278-A], предназначенная для вывода погрешностей навигационных измерений, вычисленных как p - процентные точки при заданном значении p ($0 < p < 1$). В выпадающем списке, расположенном под радиокнопкой, выбираются значения уровня вероятности p (0.3, 0.5, 0.68, 0.9, 0.95, 0.99). Подробная информация о методах вычисления p - процентных точек в документе STANAG 4278. Трехмерная ошибка вычисляется по всем координатам (широте, долготе и высоте), двумерная ошибка по двум координатам (широте, долготе) и одномерная ошибка только по высоте.

В рамке [Отображение результатов сравнения] расположена радиокнопка [ГОСТ РВ 52271-2004], предназначенная для расчёта погрешностей навигационных измерений координат НАП и скоростей по ним от введённых в аппаратуру в соответствии со стандартом ГОСТ РВ 52271-2004.

Сохранение настроек – [Применить], в противном случае - [Пропустить]. Вызов справочной информации – кнопка [Справка].

Для запуска процесса получения навигационных параметров по протоколу от НАП, необходимо в окне (рис. 1.16) нажать кнопку [Соединение].



Рисунок 1.21 – Вид окна с информацией от НАП СНС

Далее отобразится окно (рис. 1.21), в котором, в окне [BINR предложения], будут показываться поступающие предложения, а в строках с соответствующими именами будет указано количество принятых соответствующих предложений. Кроме того будет отображаться объем поступивших данных в окне [Количество полученных байт].

Если сценарий был открыт, то на фоне карты (рис. 1.22) будут видны две траектории: зеленая – имитируемое движение, красная – движение НАП. В противном случае на фоне карты будет только красная траектория, соответствующая отображению в графическом виде навигационных параметров, получаемых от НАП.

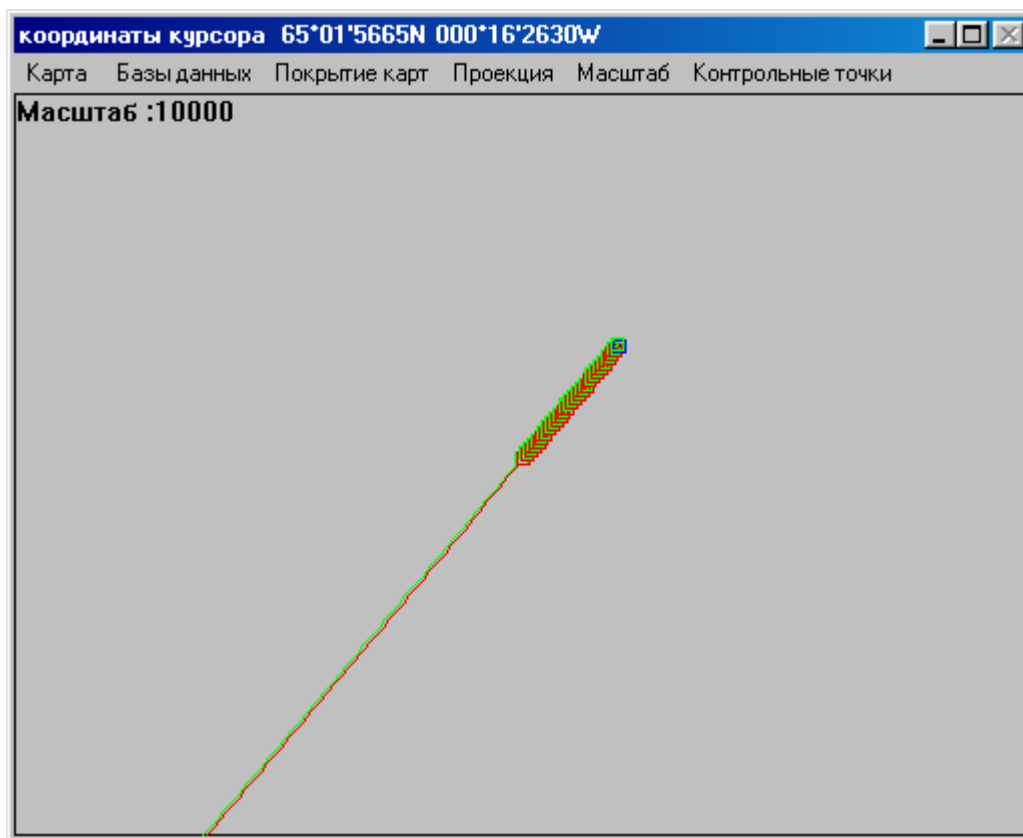


Рисунок 1.22 – Вид окна с отображаемыми траекториями: модельной и оцениваемой

Кроме этого, в окне (рис. 1.22) при соответствующей настройке выводятся навигационные параметры в табличном виде:

- моделируемые ([Данные модели]);
- получаемые от тестируемого оборудования ([Данные от АПСНС]);
- расхождение между вышеперечисленными данными ([Расхождения оцениваемых данных]);
- статистические характеристики расхождений ([Статистические характеристики]).

В окне [Обсервация] точка будет появляться тогда, когда в NMEA- предложениях передаются данные обсервации, в окне [Достоверность] точка будет появляться, когда в предложении **RMC** передается флаг, что данные достоверны, в окне [Дифференциальные] точка будет появляться, когда есть признак приема дифференциальных поправок. Под этими окнами, в виде текстовой строки выводится информация о том, на каком референц-эллипсоиде или на геоиде выводятся модельные координаты.

По нажатию кнопки [Обновление статистики] происходит сброс значений статистических характеристик и набор статистики начинается заново.

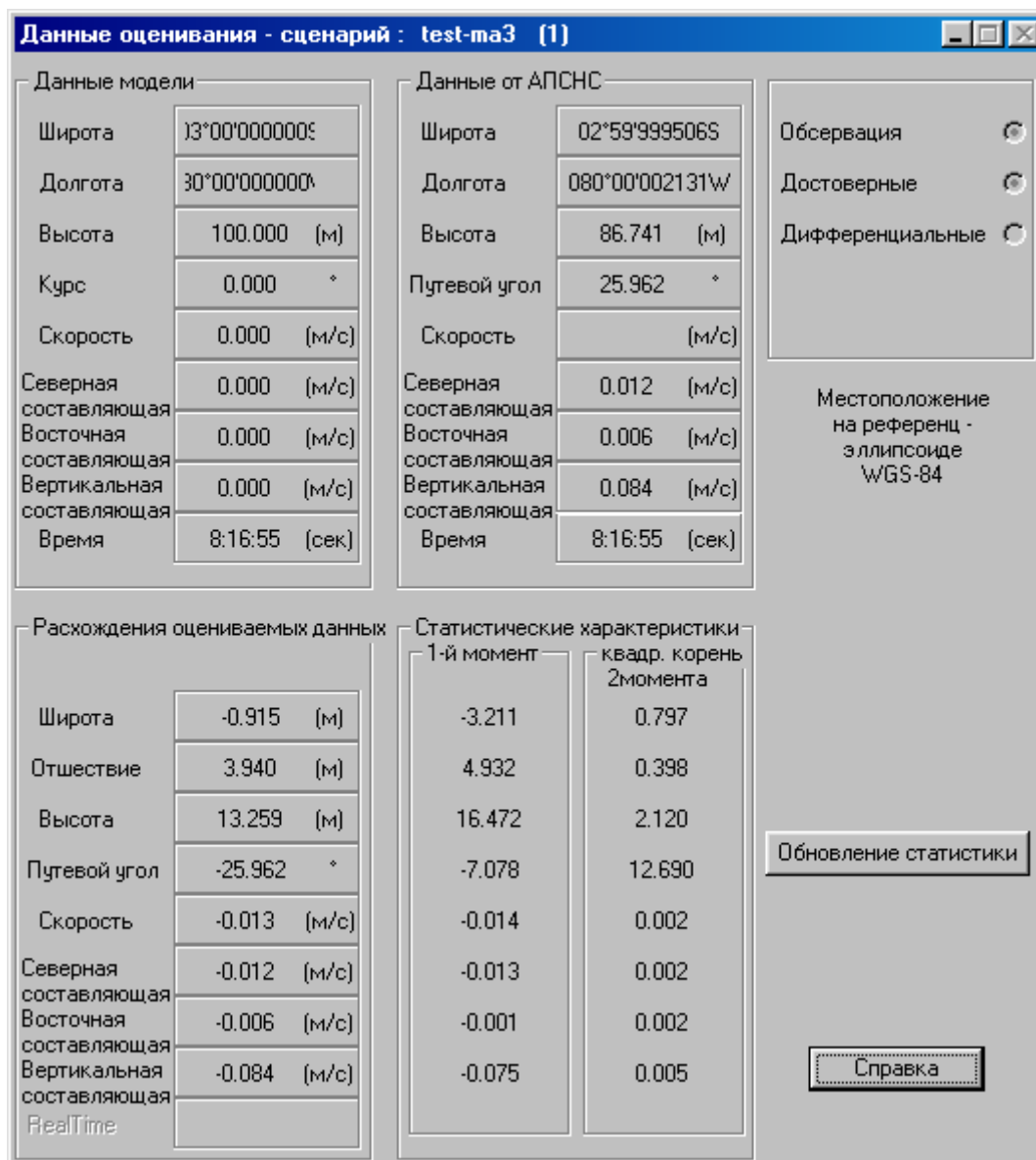


Рисунок 1.23 – Вид окна с оцениваемыми параметрами НАП

Для выхода из режима тестирования НАП необходимо закрыть диалоговое окно (рис. 1.15) нажав кнопку [Разъединить].

Отчет по лабораторной работе должен содержать:

- 1 Подробное описание условий сценария: режим движения (файл с координатами x, y, z), ошибки по псевдодальностям, наличие/отсутствие ионосферных, тропосферных погрешностей и т.д.
- 2 Скриншоты окон, представленных на рис. 1.22 и рис. 1.23.
- 3 Выводы.

ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА №2

Синтез сценариев для тестирования навигационной аппаратуры микро/наноспутника в режиме закрутки

Цель работы и задачи лабораторной работы №2 идентичных целям и задачам лабораторной работы №1.

Этапы работы

Выполнение лабораторной работы осуществляется аналогично лабораторной работе №1. Отличие заключается в модели движения спутника.

В данной лабораторной работе в качестве модели движения, используется модель движения по углам Эйлера.

Описание модели движения по углам Эйлера

При выборе пункта **Сценарий** → **Опорные компоненты** → **Объект** → **Объект материальная точка** → **Геоцентрическая СК** → **Движение по углам Эйлера** возникает окно для ввода значений параметров движения с использованием углов Эйлера в Геоцентрической системе координат (рис. 2.1).

X	<input type="text" value="6378.237"/>	(км)	Wx	<input type="text" value="0.001"/>	(°/с)
Y	<input type="text" value="0."/>	(км)	Wy	<input type="text" value="0.01"/>	(°/с)
Z	<input type="text" value="0."/>	(км)	Wz	<input type="text" value="0.01"/>	(°/с)
Тангаж	<input type="text" value="0.001"/>	(°)			
Крен	<input type="text" value="0.001"/>	(°)	Время действия	<input type="text" value="3600."/>	(сек)
Рыскание	<input type="text" value="0.001"/>	(°)			

имя файла:

Применить

Пропустить

Справка

Карта

Рисунок 2.1 – Вид окна ввода параметров

Описание модели движения объекта в табличном виде, используя для описания углы Эйлера.

Вводятся последовательно значения прямоугольных координат в геоцентрической системе координат в окнах [X] [Y] [Z], значения углов Эйлера [Wx], [Wy], [Wz] и промежутки времени их действия в секундах.

В окне [имя файла] вводится имя файла, в котором будет сохранена информация о введенных значениях.

При нажатии на кнопку [Применить] информация сохраняется и окно закрывается.

При нажатии на кнопку [Пропустить] информация игнорируется и окно закрывается.

Содержание отчета аналогично лабораторной работе №1.

ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА №3

Определение ориентации оси микро/наноспутника по радионавигационным измерениям

Цель работы – изучение алгоритма определения ориентации оси микро/наноспутника по радионавигационным измерениям.

Задачи – определить ориентацию оси микро/наноспутника по радионавигационным измерениям, без привлечения дополнительной информации.

Теоретический материал

Алгоритм определения пространственной ориентации оси микро/наноспутника основывается на использовании информации о пространственном положении НС СРНС ГЛОНАСС и GPS.

Для определенности будем считать, что антенна расположена по продольной оси микро/наноспутника ($i=1$). Задача определения ориентации продольной оси микро/наноспутника сводится к отысканию оценки вектора направляющих косинусов фазового центра антенны НП $\hat{\mathbf{A}}_2 = (\hat{x}_2, \hat{y}_2, \hat{z}_2)^T$, расположенной по продольной оси микро/наноспутника из условия минимума целевой функции $\Phi(x_2, y_2, z_2)$, отражающей условия видимости/невидимости НС

$$\begin{cases} \cos(\mathbf{a}_2, \mathbf{grad}_{B_i}) \geq \cos(\alpha), & (i = \overline{1, N_B}) \\ \cos(\mathbf{a}_2, \mathbf{grad}_{HB_j}) < \cos(\alpha), & (j = \overline{1, N_{HB}}) \end{cases} \quad (3.1)$$

где $\mathbf{grad}_i = \{x_{2i}, y_{2i}, z_{2i}\}$ – единичный вектор дальности до i -го НС, в проекциях на оси ОСК; N_B, N_{HB} – количество видимых и невидимых НС соответственно; α – угол полураствора конуса затенения,

с учетом условия нормировки направляющих косинусов фазового центра антенны НП $x_2^2 + y_2^2 + z_2^2 = 1$.

Процедура решения задачи определения ориентации продольной оси микро/наноспутника включает следующие этапы:

1. Расчет эфемерид невидимых навигационных спутников СРНС ГЛОНАСС и GPS на моменты времени решения задачи определения.

Пересчет эфемерид НС СРНС ГЛОНАСС с момента времени задания эфемерид t_s на моменты измерения навигационных параметров t_i , когда ($|\tau_i| = |t_i - t_s| \leq 15$ мин), проводится методом численного интегрирования дифференциальных уравнений движений НС.

Уравнения движения интегрируются в прямоугольной абсолютной геоцентрической системе координат $OX_a Y_a Z_a$ и имеют вид:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{dx_a}{dt} = Vx_a, \\ \frac{dy_a}{dt} = Vy_a, \\ \frac{dz_a}{dt} = Vz_a, \\ \frac{dVx_a}{dt} = -\mu \times X_a - \frac{3}{2} \times J_2^0 \times X_a \times \rho^2 \times (1 - 5 \times Z_a^2) + Jx_{a,l} + Jx_{a,c}, \\ \frac{dVy_a}{dt} = -\mu \times Y_a - \frac{3}{2} \times J_2^0 \times Y_a \times \rho^2 \times (1 - 5 \times Z_a^2) + Jy_{a,l} + Jy_{a,c}, \\ \frac{dVz_a}{dt} = -\mu \times Z_a - \frac{3}{2} \times J_2^0 \times Z_a \times \rho^2 \times (1 - 5 \times Z_a^2) + Jz_{a,l} + Jz_{a,c}, \end{array} \right. \quad (3.2)$$

где: $\mu = \mu / r^2$, $X_a = x_a / r$, $Y_a = y_a / r$, $Z_a = z_a / r$, $\rho = a_c / r$, $r = \sqrt{X_a^2 + Y_a^2 + Z_a^2}$;

$Jx_{a,c}, Jy_{a,c}, Jz_{a,c}$ – ускорения от солнечных гравитационных возмущений; $Jx_{a,l}, Jy_{a,l}, Jz_{a,l}$ – ускорения от лунных гравитационных возмущений; $a_c = 6378,136$ км; $\mu = 398600,44$ км³/с² – константа гравитационного поля Земли; $J_2^0 = 1082625,7 \times 10^{-9}$ – коэффициент при второй зональной гармонике разложения гравитационного поля Земли в ряд по сферическим функциям.

Ускорения от лунных и солнечных гравитационных возмущений вычисляются по формулам:

$$\left\{ \begin{array}{l} Jx_{a,k} = \bar{\mu}_k \left[\frac{(\xi_k - \bar{X}_{ak})}{\Delta_k^3} - \xi_k \right], \\ Jy_{a,k} = \bar{\mu}_k \left[\frac{(\eta_k - \bar{Y}_{ak})}{\Delta_k^3} - \eta_k \right], \\ Jz_{a,k} = \bar{\mu}_k \left[\frac{(\zeta_k - \bar{Z}_{ak})}{\Delta_k^3} - \zeta_k \right], \end{array} \right. \quad (3.3)$$

где:

$\bar{\mu}_k = \mu_k / r_k^2$, $\bar{X}_{ak} = x_a / r_k$, $\bar{Y}_{ak} = y_a / r_k$, $\bar{Z}_{ak} = z_a / r_k$, $\Delta_k^2 = (\xi_k - \bar{X}_{ak})^2 + (\eta_k - \bar{Y}_{ak})^2 + (\zeta_k - \bar{Z}_{ak})^2$
 k – индекс возмущающего тела, $k=l$ для Луны и $k=c$ для Солнца; $\xi_k, \eta_k, \zeta_k, r_k$ – направляющие косинусы и радиус-вектор возмущающих тел в системе $OX_a Y_a Z_a$ на момент t_3 ;

$\mu_l = 4902,835$ км³/с² – константа гравитационного поля Луны; $\mu_c = 0,1325263 \times 10^{12}$ км³/с² – константа гравитационного поля Солнца.

Входящие в (3.3) направляющие косинусы ξ_k, η_k, ζ_k и радиус-вектор r_k вычисляются один раз на момент времени t_3 и на весь интервал размножения (± 15 мин) по выражениям:

$$\left\{ \begin{array}{l} \xi_{\text{л}} = \sin(\nu_{\text{л}} + \Gamma')\xi_{11} + \cos(\nu_{\text{л}} + \Gamma')\xi_{12} - \text{кси Луны} \\ \eta_{\text{л}} = \sin(\nu_{\text{л}} + \Gamma')\mu_{11} + \cos(\nu_{\text{л}} + \Gamma')\eta_{12} - \text{эта Луны} \\ \zeta_{\text{л}} = \sin(\nu_{\text{л}} + \Gamma')\zeta_{11} + \cos(\nu_{\text{л}} + \Gamma')\zeta_{12} - \text{дзета Луны} \\ \xi_c = \cos \nu_c \cdot \cos \omega_c - \sin \nu_c \cdot \sin \omega_c - \text{кси Луны} \\ \eta_c = (\sin \nu_c \cdot \cos \omega_c + \cos \nu_c \cdot \sin \omega_c) \cos \varepsilon - \text{эта Луны} \\ \zeta_c = (\sin \nu_c \cdot \cos \omega_c + \cos \nu_c \cdot \sin \omega_c) \sin \varepsilon - \text{дзета Луны} \\ r_k = a_k (1 - e_k \cos E_k), \quad (k = \text{л}, c) \end{array} \right. \quad (3.4)$$

в которых $E_k = g_k + e_k \cdot \sin E_k$ и определяется при решении трансцендентного уравнения;

$$\left\{ \begin{array}{l} \sin \nu_k = \sqrt{1 - e_k^2} \cdot \sin E_k \cdot (1 - e_k \cos E_k)^{-1}, \\ \cos \nu_k = (\cos E_k - e_k) \cdot (1 - e_k \cos E_k)^{-1}, \\ \xi_{11} = \sin \Omega_{\text{л}} \cos \Omega_{\text{л}} (1 - \cos i_{\text{л}}), \\ \xi_{12} = 1 - \sin^2 \Omega_{\text{л}} (1 - \cos i_{\text{л}}), \\ \eta_{11} = \xi^* \cos \varepsilon - \zeta^* \sin \varepsilon, \\ \eta_{12} = \xi_{11} \cos \varepsilon + \eta^* \sin \varepsilon, \\ \zeta_{11} = \xi^* \sin \varepsilon + \zeta^* \cos \varepsilon, \\ \zeta_{12} = \xi_{11} \sin \varepsilon - \eta^* \cos \varepsilon, \\ \xi^* = 1 - \cos^2 \Omega_{\text{л}} (1 - \cos i_{\text{л}}), \\ \eta^* = \sin \Omega \sin i_{\text{л}}, \\ \zeta^* = \cos \Omega \sin i_{\text{л}}, \\ g_k = g_{ok} + g_{1k} \cdot T, \\ \Omega_{\text{л}} = \Omega_{0\text{л}} + \Omega_{1\text{л}} \cdot T, \\ \Gamma' = \Gamma'_0 + \Gamma'_1 \cdot T, \\ T = (27392,375 + \Sigma_{\text{ДН}} + t_{\text{э}} / 86400) / 36525 \end{array} \right. \quad (3.5)$$

где: $a_{\text{л}} = 3,84385243 \cdot 10^5$ км – большая полуось орбиты Луны; $a_c = 1,49598 \cdot 10^8$ км – большая полуось «орбиты» Солнца; $e_{\text{л}} = 0,054900489$ км – эксцентриситет лунной орбиты; $e_c = 0,016719$ км – эксцентриситет солнечной орбиты; $i_{\text{л}} = 5^{\circ}08'43'',4$ – наклонение орбиты Луны к плоскости эклиптики; $\varepsilon = 23^{\circ}26'33''$ – средний наклон эклиптики к экватору; $g_{o\text{л}} = -63^{\circ}53'43'',414$; $g_{1\text{л}} = 477198^{\circ}50'56'',79$; $\Omega_{o\text{л}} = 259^{\circ}10'59'',79$;

$\Omega_{1\text{л}} = -1934^{\circ}08'31'',23$; $\Gamma'_0 = -334^{\circ}19'46'',40$; $\Gamma'_1 = -4069^{\circ}02'02'',52$; $\omega_c = 281^{\circ}13'15'',00 + 6189,03T$;

$g_{oc} = 358^{\circ}28'33'',04$; $g_{1c} = 129596579'',10$;

T – время от основной эпохи 1900 года, 00 января, 12 часов (GMT) до момента задания эфемерид $t_{\text{э}}$ в юлианских столетиях по 36525 эфемеридных суток; 27392,375 – число дней от основной эпохи года, 00 января, 12 часов (GMT) до эпохи 1975 года, 00 января, 12 часов (МДВ) с учётом трёх часов при пересчете московского декретного времени (МДВ) $t_{\text{э}}$ в

гринвичское (GMT); $\Sigma_{ДН}$ – сумма дней от эпохи 1975 года, 00 января, 00 часов (МДВ) до 00 часов текущей даты (МДВ), к которой относится время t_s (отсчет начала дат по московскому времени).

Начальными условиями для интегрирования системы (3.2) являются гринвичские координаты $x(t_s), y(t_s), z(t_s)$ и составляющие вектора скорости $V_x(t_s), V_y(t_s), V_z(t_s)$, содержащиеся в навигационном кадре, которые пересчитываются из гринвичской системы координат OXYZ (ПЗ-90) в абсолютную $OX_aY_aZ_a$ по формулам:

$$\begin{cases} X_a(t_s) = x(t_s) \cdot \cos S - y(t_s) \cdot \sin S \\ Y_a(t_s) = x(t_s) \cdot \sin S + y(t_s) \cdot \cos S \\ Z_a(t_s) = z(t_s) \\ Vx_a(t_s) = Vx(t_s) \cdot \cos S - Vy(t_s) \cdot \sin S - \omega_3 Y_a(t_s) \\ Vy_a(t_s) = Vx(t_s) \cdot \sin S + Vy(t_s) \cdot \cos S + \omega_3 Y_a(t_s) \\ Vz_a(t_s) = Vz(t_s) \end{cases}$$

где $S = S_0 + \omega_3(t - 3^h)$ – звездное время; ω_3 - угловая скорость вращения Земли, равная $0,7292115 \cdot 10^{-4} \text{ c}^{-1}$; S_0 - истинное звездное время в гринвичскую полночь даты задания эфемерид t_s .

Для расчета координат навигационных спутников GPS по данным оперативной информации, передаваемой со спутников, интерфейсный контрольный документ по GPS предлагает следующий алгоритм расчета.

Координаты спутников в геоцентрической фиксированной системе координат (ECEF) рассчитываются по формулам:

$$\begin{cases} x_k = x'_k \cdot \cos \Omega_k - y'_k \cdot \cos i_k \cdot \sin \Omega_k \\ y_k = x'_k \cdot \sin \Omega_k + y'_k \cdot \cos i_k \cdot \cos \Omega_k \\ z_k = y'_k \cdot \sin i_k \end{cases} \quad (3.6)$$

Скорректированная долгота восходящего узла (Ω_k) определяется из соотношения

$$\Omega_k = \Omega_0 + (\Omega - \Omega_e) \cdot t_k - \Omega_e \cdot t_{oe} \quad (3.7)$$

Координаты навигационного спутника в орбитальной плоскости:

$$\begin{cases} x'_k = r_k \cdot \cos u_k \\ y'_k = r_k \cdot \sin u_k \end{cases} \quad (3.8)$$

Скорректированное наклонение орбиты спутника:

$$i_k = i_0 + \delta i_k + (IDOT) \cdot i_k \quad (3.9)$$

Скорректированный радиус орбиты спутника:

$$r_k = A \cdot (1 - e \cdot \cos E_k) + \delta r_k \quad (3.10)$$

Скорректированный аргумент широты:

$$u_k = \Phi_k + \delta u_k. \quad (3.11)$$

Поправка для коррекции аргумента широты:

$$\delta u_k = C_{us} \sin 2\Phi_k + C_{uc} \cos 2\Phi_k. \quad (3.12)$$

Поправка для коррекции радиуса:

$$\delta r_k = C_{rs} \sin 2\Phi_k + C_{rc} \cos 2\Phi_k. \quad (3.13)$$

Поправка для коррекции наклона орбиты:

$$\delta i_k = C_{is} \sin 2\Phi_k + C_{ic} \cos 2\Phi_k. \quad (3.14)$$

Аргумент широты:

$$\Phi_k = v_k + \omega. \quad (3.15)$$

Эксцентриская аномалия:

$$E_k = \arccos \frac{e + \cos v_k}{1 + e \cdot \cos v_k}. \quad (3.16)$$

Истинная аномалия:

$$\left\{ \begin{array}{l} v_k = \arctg \left(\frac{\sin v_k}{\cos v_k} \right) = \arctg \left\{ \frac{(\sqrt{1-e^2} \cdot \sin E_k)/(1-e \cdot \cos E_k)}{(\cos E_k - e)/(1-e \cdot \cos E_k)} \right\} \\ \sin v_k = (\sqrt{1-e^2} \cdot \sin E_k)/(1-e \cdot \cos E_k) \\ \cos v_k = (\cos E_k - e)/(1-e \cdot \cos E_k) \end{array} \right. \quad (3.17)$$

Уравнение Кеплера для эксцентриской аномалии, решаемое методом итераций:

$$M_k = E_k - e \cdot \sin E_k. \quad (3.18)$$

Средняя аномалия:

$$M_k = M_0 + n \cdot t_k. \quad (3.19)$$

Скорректированное среднее движение:

$$n = n_0 + \Delta n. \quad (3.20)$$

Время, отсчитываемое от опорной эпохи эфемерид:

$$t_k = t - t_{oc}, \quad (3.21)$$

где: t – системное время GPS на момент передачи сообщения (время скорректированное на величину задержки прохождения сигнала от спутника до потребителя, равную отношению дальности к скорости света); t_k – текущий момент времени. Этот параметр должен соответствовать истинной разности между системным временем GPS (t) и опорным временем задания эфемерид (t_{oe}) и учитывать момент перехода «начало/конец» недели. Учет

момента перехода «начало/конец» недели производится так: если t_k больше «302400» секунд, то из t_k вычитается «604800» секунд; если меньше «-302400» секунд то к t_k прибавляется «604800» («604800» – количество секунд в одной неделе).

Расчетное среднее движение:

$$n_0 = \sqrt{\frac{\mu}{A^3}}, \quad (3.22)$$

где $A = (\sqrt{A})^2$ – большая полуось эллиптической орбиты навигационного спутника.

В выражениях (3.6) – (3.22) параметры: $C_{rs}, \Delta n, M_0, C_{uc}, e, C_{us}, \sqrt{A}, t_{oe}$ передаются с навигационного спутника в подкадре 2; параметры: $C_{ic}, \Omega_0, C_{is}, i_0, C_{rc}, \omega, \Omega(OMEGADOT), IDOT$ передаются с навигационного спутника в подкадре 3 (их содержание описано в интерфейсном контрольном документе GPS); параметры: $\mu = 3,986005 \cdot 10^{14} \text{ м}^3/\text{с}^2$ и $\Omega = 7,2921151467 \cdot 10^{-5}$ радиан/сек есть элементы WGS-84.

2. Пересчет дальностей до видимых/невидимых НС из абсолютной СК в ОСК с помощью матрицы

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} -\sin u \cos \Omega - \cos u \sin \Omega \cos i & \cos u \cos \Omega - \sin u \sin \Omega \cos i & -\sin \Omega \sin i \\ -\sin u \sin \Omega + \cos u \cos \Omega \cos i & \cos u \sin \Omega + \sin u \cos \Omega \cos i & \cos \Omega \sin i \\ \cos u \sin i & \sin u \sin i & -\cos i \end{bmatrix}. \quad (3.23)$$

3. Исключение из рассмотрения невидимых спутников, затененных Землёй. Условие затенения Землёй:

$$z_{2k} < 0 \quad \text{и} \quad |z_{2k}| > \cos \left(\arcsin \left(\frac{R_s}{R_s + h} \right) \right), \quad k = \begin{cases} 1, N_{\text{Глонасс}} \\ 1, N_{\text{GPS}} \end{cases}. \quad (3.24)$$

4. Отыскание оценки вектора направляющих косинусов фазового центра антенны из условия минимума целевой функции, отражающей условия видимости/невидимости НС (3.1) (рис. 3.1, а)

$$\Phi(x_2, y_2, z_2) = \sum_{i=1}^{N_B} (x_{2i}x_2 + y_{2i}y_2 + z_{2i}z_2 - 1)^2 + \sum_{j=1}^{N_{HB}} (x_{2j}x_2 + y_{2j}y_2 + z_{2j}z_2 + 1)^2. \quad (3.25)$$

где N_B – количество видимых НС; N_{HB} – количество невидимых НС..

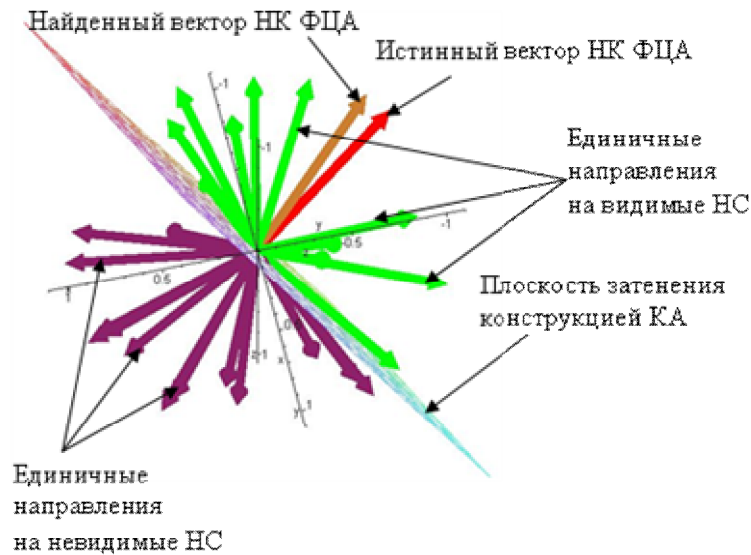


Рисунок 2.1 – К определению ориентации оси микро/наноспутника

Процедура минимизации целевой функции (3.25) сводится к решению системы трёх линейных уравнений

$$\begin{cases} \left(\sum_{i=1}^{N_B} x_{2i}^2 + \sum_{j=1}^{N_{HB}} x_{2j}^2 \right) \cdot x_2 + \left(\sum_{i=1}^{N_B} x_{2i} y_{2i} + \sum_{j=1}^{N_{HB}} x_{2j} y_{2j} \right) \cdot y_2 + \left(\sum_{i=1}^{N_B} x_{2i} z_{2i} + \sum_{j=1}^{N_{HB}} x_{2j} z_{2j} \right) \cdot z_2 = \sum_{i=1}^{N_B} x_{2i} - \sum_{j=1}^{N_{HB}} x_{2j}; \\ \left(\sum_{i=1}^{N_B} x_{2i} y_{2i} + \sum_{j=1}^{N_{HB}} x_{2j} y_{2j} \right) \cdot x_2 + \left(\sum_{i=1}^{N_B} y_{2i}^2 + \sum_{j=1}^{N_{HB}} y_{2j}^2 \right) \cdot y_2 + \left(\sum_{i=1}^{N_B} y_{2i} z_{2i} + \sum_{j=1}^{N_{HB}} y_{2j} z_{2j} \right) \cdot z_2 = \sum_{i=1}^{N_B} y_{2i} - \sum_{j=1}^{N_{HB}} y_{2j}; \\ \left(\sum_{i=1}^{N_B} x_{2i} z_{2i} + \sum_{j=1}^{N_{HB}} x_{2j} z_{2j} \right) \cdot x_2 + \left(\sum_{i=1}^{N_B} y_{2i} z_{2i} + \sum_{j=1}^{N_{HB}} y_{2j} z_{2j} \right) \cdot y_2 + \left(\sum_{i=1}^{N_B} z_{2i}^2 + \sum_{j=1}^{N_{HB}} z_{2j}^2 \right) \cdot z_2 = \sum_{i=1}^{N_B} z_{2i} - \sum_{j=1}^{N_{HB}} z_{2j}; \end{cases}$$

Этапы выполнения лабораторной работы

Этап 1. Задание исходных данных и допущений

Допущения:

- 1) антенна НП расположена по оси Ox_1 (вектор с координатами $\{1,0,0\}$);
- 2) ориентация антенны задается углами ϑ (тангаж), ψ (рыскание);
- 3) СРНС ГЛОНАСС и GPS считаются полностью развернутыми;
- 4) навигационные спутники ГЛОНАСС и GPS считаются «замороженными»;
- 5) положение микро/наноспутника на орбите задается случайным образом по равновероятному закону (от 0° до 360°);
- 6) массив углов ϑ, ψ ориентации продольной оси микро/наноспутника формируется случайным образом по равновероятному закону, углы ориентации изменяются от 0° до 360° .

Исходные данные:

орбита микро/наноспутника круговая, высота (h) 300 км, 400 км, 500 км, 650 км и 1000 км, наклонение (i) 52°, 63°, 81°.

Этап 2. Моделирование задачи определения ориентации продольной оси

Моделирование задачи определения ориентации продольной оси микро/наноспутника проводится в четыре шага.

Шаг 1. Моделирование положения микро/наноспутника на орбите.

шаг 2. Формирование массивов дальностей до видимых/невидимых НС в абсолютной СК.

Шаг 3. Пересчет дальностей до видимых/невидимых НС из абсолютной СК в ОСК с использованием матрицы (3.23). Исключение из рассмотрения НС затенённых Землёй по соотношению (3.24).

Шаг 4. Непосредственное отыскание вектора направляющих косинусов фазового центра антенны НП в ОСК, основанное на отыскании минимума целевых функций (3.25) по координатам x_2, y_2, z_2 с учетом условия нормировки для координат антенны: $x_2^2 + y_2^2 + z_2^2 = 1$.

В качестве оценки ошибки ориентации взять величины $\delta_g = |\vartheta - \hat{\vartheta}|$, $\delta_\psi = |\psi - \hat{\psi}|$.

Для оценки эффективности алгоритма использовать плотности вероятности и функции вероятности непревышения ошибки оценок углов ориентации продольной оси микро/наноспутника заданной величины ошибки

Для получения оценок эффективности обработать выборку объёмом 1000 реализаций.

Отчет по лабораторной работе должен включать:

- 1) Исходные данные для выбранного варианта;
- 2) Блок схему алгоритма;
- 3) Графики плотности вероятности и функции вероятности непревышения ошибки оценок углов ориентации продольной оси;
- 4) Выводы.

ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА №4

Определение ориентации микро/наноспутника по радионавигационным и магнитометрическим измерениям

Цель работы – изучение алгоритма определения пространственной ориентации микро/наноспутника по радионавигационным и магнитометрическим измерениям.

Задачи – определить пространственную ориентацию микро/наноспутника по радионавигационным и магнитометрическим измерениям.

Теоретический материал

Схема комплексирования магнитометрических и спутниковых радионавигационных измерений

В основе схемы комплексирования магнитометрических и спутниковых измерений лежит идея использования измеряемой информации (вектор напряжённости МПЗ) и псевдоизмеренной (вектора направляющих косинусов фазовых центров антенн) в связанной с микро/наноспутником системе координат и той же информации в опорной системе координат (орбитальная система координат), в одной и той же точке пространства и в совпадающие моменты времени.

Сильносвязанная схема комплексирования магнитометрических и спутниковых радионавигационных измерений

Под сильносвязанной схемой комплексирования рассматриваемого состава измерений здесь понимается схема, при которой задача определения ориентации решается с одновременным использованием всей измерительной информации.

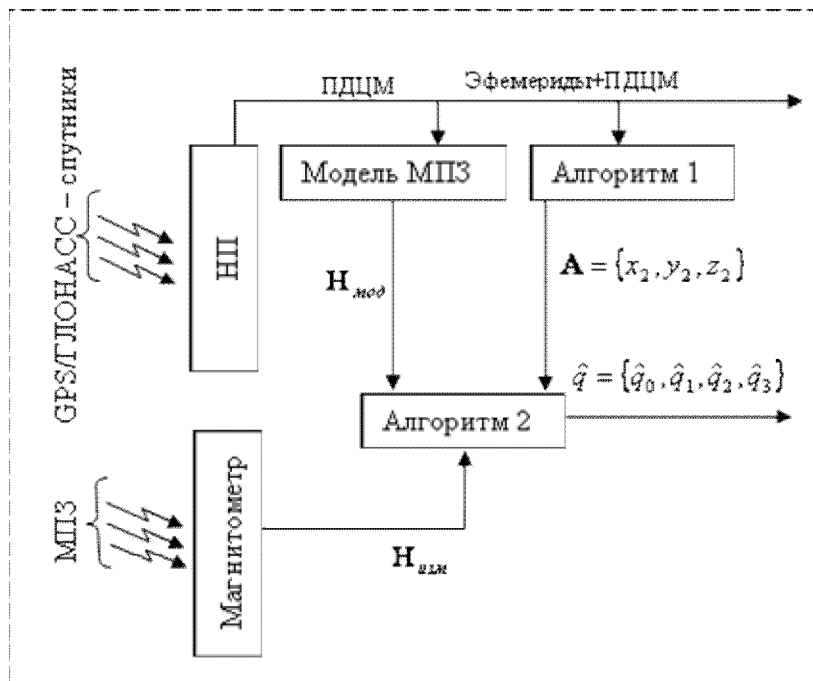


Рисунок 4.1 – Сильносвязанная схема комплексирования

На схеме комплексирования приняты следующие обозначения: МПЗ – магнитное поле Земли; НП – навигационный приёмник; Алгоритм 1 – определение вектора направляющих косинусов фазового центра антенны (см. лабораторную работу №3); Алгоритм 2 – определение ориентации микро/наноспутника на основе метода векторного согласования.

Решение задачи определения пространственной ориентации микро/наноспутника на основе сильносвязанной схемы комплексирования происходит следующим образом.

Информация от НП используется для:

- определения пространственной ориентации продольной оси микро/наноспутника (определение двух углов ориентации при наличии одной антенны);
- расчета вектора напряжённости МПЗ в ОСК.

Для расчета вектора напряжённости МПЗ в ОСК используется модель диполя:

$$\begin{cases} H_{x_2} = \frac{\mu}{r^3} \sin i \cdot \cos u \\ H_{y_2} = \frac{\mu}{r^3} \cos i \\ H_{z_2} = -\frac{2\mu}{r^3} \sin i \cdot \sin u \end{cases}, \quad (4.1)$$

где $\mu = 8.1 \cdot 10^6$ Тл·км³ – магнитный момент диполя; i – наклонении орбиты микро/наноспутника; u – аргумент широты микро/наноспутника; r – радиус-вектор микро/наноспутника.

Ориентация продольной оси микро/наноспутника описывается в данном случае посредством вектора НК фазового центра антенны.

Информация от трёхосного магнитометра (вектор напряжённости МПЗ в ССК), вектора НК фазового центра антенны или фазовых центров антенн поступают на вход Алгоритма 2, в основе которого лежит метод векторного согласования.

В Алгоритме 2 подразумевается, что матрицы ориентации \mathbf{M}_{x_1, x_2} параметризована кватернионом.

$$\mathbf{M}_{x_1, x_2} = \begin{bmatrix} v_0^2 + v_1^2 - v_2^2 - v_3^2 & 2 \cdot (v_1 v_2 + v_0 v_3) & 2 \cdot (v_1 v_3 - v_0 v_2) \\ 2 \cdot (v_1 v_2 - v_0 v_3) & v_0^2 + v_2^2 - v_1^2 - v_3^2 & 2 \cdot (v_0 v_1 + v_2 v_3) \\ 2 \cdot (v_0 v_2 + v_1 v_3) & 2 \cdot (v_2 v_3 - v_1 v_1) & v_0^2 + v_3^2 - v_2^2 - v_1^2 \end{bmatrix}$$

Математическая постановка задачи

Задача определения ориентации на основе сильносвязанной схемы комплексирования решается при следующих измеренных данных:

с магнитометра:

$\mathbf{H}_1 = (h_{x_1}, h_{y_1}, h_{z_1})^T$ – вектор напряжённости МПЗ в ССК;

а так же результат работы Алгоритма 1 (см. лабораторную работу №3):

- $\mathbf{A}_2 = (x_2, y_2, z_2)^T$ – вектор направляющих косинусов фазового центра антенны в ОСК; модель МПЗ (см. соотношение 4.1):

- $\mathbf{H}_2 = (h_{x_2}, h_{y_2}, h_{z_2})^T$ – вектор напряжённости МПЗ в ОСК;

- $\mathbf{A}_1 = (x_1, y_1, z_1)^T$ – вектор направляющих косинусов фазового центра антенны в ССК; сводится к оценке пространственной ориентации микро/наноспутника, т.е. оценки матрицы ориентации параметризованной с помощью кватернионов, из условия минимума целевой функции $J(\hat{\mathbf{M}}_{x_1x_2}(\hat{q}_0, \hat{q}_1, \hat{q}_2, \hat{q}_3))$ с учётом условия нормировки для элементов кватерниона $\hat{q}_0^2 + \hat{q}_1^2 + \hat{q}_2^2 + \hat{q}_3^2 = 1$.

Алгоритм определения ориентации космического аппарата (Алгоритм 2)

В целях достижения максимальной точности целесообразно использовать все имеющиеся измерения непосредственно при нахождении матрицы $\mathbf{M}_{x_1x_2}$. Чтобы найти матрицу ориентации $\mathbf{M}_{x_1x_2}$ с учетом всех имеющихся измерений была сформулирована так называемая задача Вахбы, в которой $\mathbf{M}_{x_1x_2}$ предлагается отыскивать исходя из минимизации функции, представляющей собой взвешенную с весами α_i сумму квадратов разностей между значениями двух векторов, заданных в двух системах координат. С учётом введённых обозначений эта целевая функция записывается в виде

$$J(\mathbf{M}_{x_1x_2}) = \sum_{i=1}^2 \alpha_i (\mathbf{U}_1^i - \mathbf{M}_{x_1x_2} \cdot \mathbf{U}_2^i)^T (\mathbf{U}_1^i - \mathbf{M}_{x_1x_2} \cdot \mathbf{U}_2^i), \quad (4.2)$$

где $\mathbf{M}_{x_1x_2}$ – матрица, описывающая связь ОСК и ССК, параметризованная с помощью кватернионов;

$\mathbf{U}_1^i, \mathbf{U}_2^i$ – вектор направляющих косинусов фазового центра антенны и вектор напряжённости МПЗ в ССК и ОСК соответственно;

$\mathbf{U}_1 = \mathbf{A}_1$ – вектор направляющих косинусов фазового центра антенны в ССК;

$\mathbf{U}_2 = \mathbf{A}_2$ – вектор направляющих косинусов фазового центра антенны в ОСК;

$\mathbf{U}_1^2 = \mathbf{H}_1$ – вектор напряжённости МПЗ в ССК, измеренный магнитометром;

$\mathbf{U}_2^2 = \mathbf{H}_2$ – вектор напряжённости МПЗ в ОСК, рассчитанный по модели МПЗ;

α_i – весовой коэффициент ($\alpha_i \neq 0$), учитывающий относительную значимость магнитометрических и спутниковых радионавигационных измерений.

Задача отыскания минимума целевой функции (4.2), сводится к задаче отыскания собственного вектора четырехмерной симметричной матрицы

$$\mathbf{B} = \sum_{i=1}^{k+1} \alpha_i \begin{bmatrix} \mathbf{I}((\mathbf{U}_1^i)^T \mathbf{U}_2^i) - \mathbf{U}_2^i (\mathbf{U}_1^i)^T - \mathbf{U}_1^i (\mathbf{U}_2^i)^T & -(\mathbf{U}_1^i \times \mathbf{U}_2^i) \\ -(\mathbf{U}_1^i \times \mathbf{U}_2^i)^T & -(\mathbf{U}_1^i)^T \mathbf{U}_2^i \end{bmatrix}, \quad (4.3)$$

соответствующего ее минимальному собственному значению.

В (4.3) \mathbf{I} – единичная матрица.

Этапы выполнения лабораторной работы

Этап 1. Задание исходных данных и допущений

Допущения:

- 1) антенна НП расположена по оси OX_1 (вектор с координатами $\{1,0,0\}$);
- 2) ориентация антенны задается углами ϑ (тангаж), ψ (рыскание), φ (крен);
- 3) СРНС ГЛОНАСС и GPS считаются полностью развернутыми;
- 4) навигационные спутники ГЛОНАСС и GPS считаются «замороженными»;
- 5) положение микро/наноспутника на орбите задается случайным образом по равновероятному закону (от 0° до 360°);
- 6) массив углов ϑ, ψ, φ ориентации продольной оси микро/наноспутника формируется случайным образом по равновероятному закону, углы ориентации изменяются от 0° до 360° ;
- 7) погрешности в измерениях МПЗ отсутствуют.

Исходные данные:

орбита микро/наноспутника круговая, высота (h) 300 км, 400 км, 500 км, 650 км и 1000 км, наклонение (i) $52^\circ, 63^\circ, 81^\circ$.

Этап 2. Моделирование задачи определения ориентации продольной оси

Моделирование задачи определения ориентации пространственной продольной оси микро/наноспутника проводится в пять шагов. Шаги 1-4 аналогичны шагам лабораторной работы №3.

Шаг 5. Отыскивается собственный вектор, соответствующий минимальному собственному значению матрицы 4.3.

В качестве оценки ошибки ориентации взять величины

$$\delta_\vartheta = |\vartheta - \hat{\vartheta}|, \quad \delta_\psi = |\psi - \hat{\psi}|, \quad \delta_\varphi = |\varphi - \hat{\varphi}|.$$

Для оценки эффективности алгоритма использовать плотности вероятности и функции вероятности неперевышения ошибки оценок углов пространственной ориентации микро/наноспутника заданной величины ошибки

Для получения оценок эффективности обработать выборку объемом 1000 реализаций.

Отчет по лабораторной работе должен включать:

- 5) Исходные данные для выбранного варианта;
- 6) Блок схему алгоритма;
- 7) Графики плотности вероятности и функции вероятности неперевышения ошибки оценок углов ориентации продольной оси;
- 8) Выводы.

ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА №5

Исследование точности определения углов ориентации микро/наноспутника с использованием бесплатформенной инерциальной вертикали

Цель работы: ознакомление с алгоритмом работы бесплатформенной инерциальной вертикали.

Методические указания по подготовке к работе

Бесплатформенная инерциальная вертикаль предназначена для выработки углов ориентации маневренных объектов (МО). Основой вертикали является измерительный блок, содержащий три линейных акселерометра, измеряющих составляющие кажущегося ускорения, и три датчика угловой скорости (ДУС), измеряющих составляющие угловой скорости вращения. Выходные сигналы датчиков поступают непосредственно в устройство оценивания (УО), которое определяет мгновенное направление осей чувствительности акселерометров в опорной системе координат. Укрупненная структурная схема системы представлена на рис. 5.1. Штриховыми линиями на схеме обозначены связи, которые далее будут искусственно введены для получения математической модели, удобной при синтезе устройства оценивания.

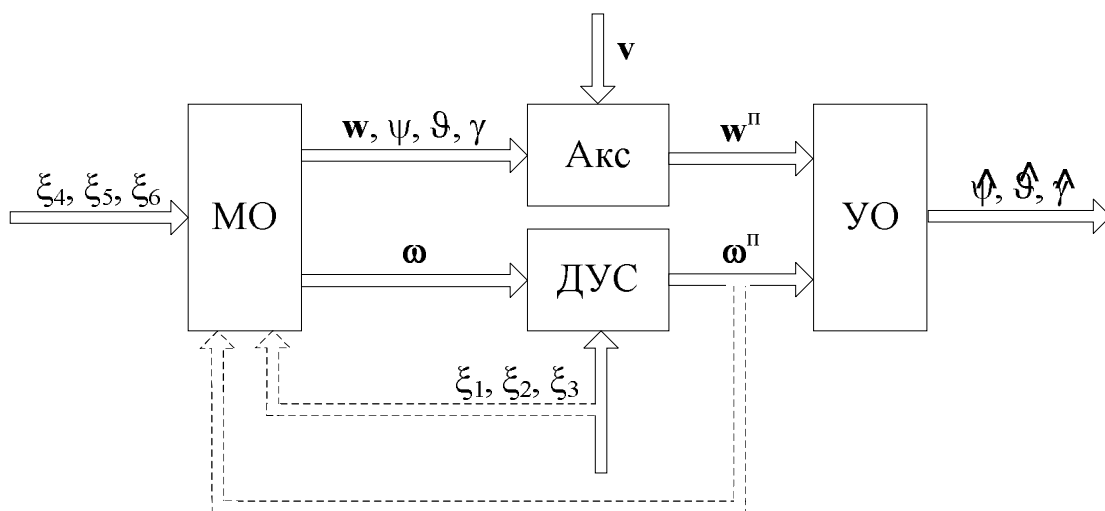


Рисунок 5.1 – Структурная схема инерциальной вертикали

При построении вычислительного алгоритма бесплатформенной системы ориентации примем за основу уравнения Пуассона, описывающие изменение матрицы направляющих косинусов

$$\mathbf{C} = \begin{pmatrix} \cos \psi \cos \vartheta & \sin \vartheta & -\sin \psi \cos \vartheta \\ \sin \psi \sin \gamma - \cos \psi \sin \vartheta \cos \gamma & \cos \vartheta \cos \gamma & \cos \psi \sin \gamma + \sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma \\ \sin \psi \cos \gamma + \cos \psi \sin \vartheta \sin \gamma & -\cos \vartheta \sin \gamma & \cos \psi \cos \gamma - \sin \psi \sin \vartheta \sin \gamma \end{pmatrix},$$

где ϑ – угол тангажа, ψ – угол рыскания, γ – угол крена.

В матричной форме эти уравнения имеют вид

$$\frac{d\mathbf{C}^T}{dt} = \mathbf{C}^T \boldsymbol{\omega}, \quad (5.1)$$

где $\boldsymbol{\omega}$ – кососимметрическая матрица

$$\boldsymbol{\omega} = \begin{pmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{pmatrix},$$

Выражение (5.1) в скалярной форме представляет собой следующую систему дифференциальных уравнений:

$$\dot{C}_{11} = C_{21}\omega_z - C_{31}\omega_y, \quad (5.2)$$

$$\dot{C}_{21} = C_{31}\omega_x - C_{11}\omega_z, \quad (5.3)$$

$$\dot{C}_{31} = C_{11}\omega_y - C_{21}\omega_x, \quad (5.4)$$

$$\dot{C}_{12} = C_{22}\omega_z - C_{32}\omega_y, \quad (5.5)$$

$$\dot{C}_{22} = C_{32}\omega_x - C_{12}\omega_z, \quad (5.6)$$

$$\dot{C}_{32} = C_{12}\omega_y - C_{22}\omega_x, \quad (5.7)$$

$$\dot{C}_{13} = C_{23}\omega_z - C_{33}\omega_y, \quad (5.8)$$

$$\dot{C}_{23} = C_{33}\omega_x - C_{13}\omega_z, \quad (5.9)$$

$$\dot{C}_{33} = C_{13}\omega_y - C_{23}\omega_x. \quad (5.10)$$

Очевидно, что каждая тройка уравнений Пуассона (5.2)-(5.4), (5.5)-(5.7) и (5.8)-(5.10) интегрируется независимо от остальных. При этом нахождение девяти направляющих косинусов даст избыточную информацию для определения параметров ориентации, поэтому на практике в бортовых вычислителях интегрируют не все девять уравнений, а только ту их часть, которая позволяет наиболее простым путем вычислить углы ориентации. Далее ограничимся рассмотрением уравнений (5.5)-(5.10) с начальными условиями

$$\begin{aligned}
C_{12}(0) &= \sin \vartheta_0, \\
C_{22}(0) &= \cos \vartheta_0 \cos \gamma_0, \\
C_{32}(0) &= -\cos \vartheta_0 \sin \gamma_0, \\
C_{13}(0) &= -\sin \psi_0 \cos \vartheta_0, \\
C_{23}(0) &= \cos \psi_0 \sin \gamma_0 + \sin \psi_0 \sin \vartheta_0 \cos \gamma_0, \\
C_{33}(0) &= \cos \psi_0 \cos \gamma_0 - \sin \psi_0 \sin \vartheta_0 \sin \gamma_0.
\end{aligned}$$

Здесь $\vartheta_0, \psi_0, \gamma_0$ – начальные углы ориентации.

Недостающие элементы матрицы направляющих косинусов можно определить из соотношений

$$C_{11} = C_{22}C_{33} - C_{23}C_{32}, \quad (5.11)$$

$$C_{21} = C_{13}C_{32} - C_{12}C_{33}, \quad (5.12)$$

$$C_{31} = C_{12}C_{23} - C_{13}C_{22}. \quad (5.13)$$

Тогда параметры ориентации вычисляются по формулам

$$\vartheta = \arctg \frac{C_{12}}{\sqrt{C_{22}^2 + C_{32}^2}}, \quad \psi = -\arctg \frac{C_{13}}{C_{11}}, \quad \gamma = -\arctg \frac{C_{32}}{C_{22}}.$$

Из формул (5.2)-(5.10) следует, что для вычисления параметров ориентации необходимо знание составляющих угловой скорости вращения объекта. Такая информация поступает с выходов ДУС с точностью до ошибок измерений:

$$\omega_x = \omega_x^i + \omega_x^{a\delta}, \quad \omega_y = \omega_y^i + \omega_y^{a\delta}, \quad \omega_z = \omega_z^i + \omega_z^{a\delta},$$

где $\omega_x^i, \omega_y^i, \omega_z^i$ – измеренные (приборные) значения составляющих угловой скорости вращения, являющиеся входами исследуемой динамической системы; $\omega_x^{dp}, \omega_y^{dp}, \omega_z^{dp}$ – угловые скорости дрейфа ДУС. Методические ошибки ДУС будем считать здесь пренебрежимо малыми.

Таким образом, система уравнений относительно направляющих косинусов C_{ij} примет следующий вид:

$$\dot{C}_{12} = C_{22}\dot{\omega}_z^i + C_{22}\dot{\omega}_z^{a\delta} - C_{32}\dot{\omega}_y^i - C_{32}\dot{\omega}_y^{a\delta}, \quad (5.14)$$

$$\dot{C}_{22} = C_{32}\dot{\omega}_x^i + C_{32}\dot{\omega}_x^{a\delta} - C_{12}\dot{\omega}_z^i - C_{12}\dot{\omega}_z^{a\delta}, \quad (5.15)$$

$$\dot{C}_{32} = C_{12}\dot{\omega}_y^i + C_{12}\dot{\omega}_y^{a\delta} - C_{22}\dot{\omega}_x^i - C_{22}\dot{\omega}_x^{a\delta}, \quad (5.16)$$

$$\dot{C}_{13} = C_{23}\dot{\omega}_z^i + C_{23}\dot{\omega}_z^{a\delta} - C_{33}\dot{\omega}_y^i - C_{33}\dot{\omega}_y^{a\delta}, \quad (7.17)$$

$$\dot{C}_{23} = C_{33}\omega_x^i + C_{33}\omega_x^{\ddot{\delta}} - C_{13}\omega_z^i - C_{13}\omega_z^{\ddot{\delta}}, \quad (5.18)$$

$$\dot{C}_{33} = C_{13}\omega_y^i + C_{13}\omega_y^{\ddot{\delta}} - C_{23}\omega_x^i - C_{23}\omega_x^{\ddot{\delta}}. \quad (5.19)$$

Угловые скорости дрейфа $\omega_x^{\text{др}}$, $\omega_y^{\text{др}}$, $\omega_z^{\text{др}}$ будем считать центрированными экспоненциально коррелированными случайными процессами со среднеквадратическими отклонениями σ_1 , σ_2 , σ_3 и постоянными времени корреляции T_1 , T_2 , T_3 соответственно. Уравнения формирующих фильтров для таких процессов имеют вид:

$$\dot{\omega}_x^{\ddot{\delta}} = -T_1^{-1}\omega_x^{\ddot{\delta}} + \sqrt{2T_1^{-1}}\sigma_1\xi_1, \quad (5.20)$$

$$\dot{\omega}_y^{\ddot{\delta}} = -T_2^{-1}\omega_y^{\ddot{\delta}} + \sqrt{2T_2^{-1}}\sigma_2\xi_2, \quad (5.21)$$

$$\dot{\omega}_z^{\ddot{\delta}} = -T_3^{-1}\omega_z^{\ddot{\delta}} + \sqrt{2T_3^{-1}}\sigma_3\xi_3, \quad (5.22)$$

где ξ_i – некоррелированные друг с другом центрированные белые шумы единичной интенсивности.

Составляющие абсолютного ускорения объекта w_{gx} , w_{gy} , w_{gz} также представим в виде центрированных экспоненциально коррелированных случайных процессов со среднеквадратическими отклонениями σ_{gx} , σ_{gy} , σ_{gz} и постоянными времени корреляции T_{gx} , T_{gy} , T_{gz} соответственно:

$$\dot{w}_{gx} = -T_{gx}^{-1}w_{gx} + \sqrt{2T_{gx}^{-1}}\sigma_{gx}\xi_4, \quad (5.23)$$

$$\dot{w}_{gy} = -T_{gy}^{-1}w_{gy} + \sqrt{2T_{gy}^{-1}}\sigma_{gy}\xi_5, \quad (5.24)$$

$$\dot{w}_{gz} = -T_{gz}^{-1}w_{gz} + \sqrt{2T_{gz}^{-1}}\sigma_{gz}\xi_6. \quad (5.25)$$

Выходные сигналы акселерометров $w_x^{\text{н}}$, $w_y^{\text{н}}$, $w_z^{\text{н}}$ будут представлять собой зашумленные измерения кажущихся ускорений в проекциях на их оси чувствительности. При движении объекта с постоянной скоростью

$$w_x^i = w_{gx}C_{11} + (w_{gy} + g)C_{12} + w_{gz}C_{13} + \nu_1, \quad (5.26)$$

$$w_y^i = w_{gx}C_{21} + (w_{gy} + g)C_{22} + w_{gz}C_{23} + \nu_2, \quad (5.27)$$

$$w_z^i = w_{gx}C_{31} + (w_{gy} + g)C_{32} + w_{gz}C_{33} + \nu_3, \quad (5.28)$$

где ν_j – некоррелированные друг с другом и с ξ_i центрированные белые шумы с заданными интенсивностями R_j ; g – ускорение силы тяжести.

Дифференциальные уравнения (5.14)-(5.25) и алгебраические уравнения (5.26)-(5.28) представляют собой модель динамической системы, которая может быть записана в векторно-матричной форме:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u}) + \mathbf{B}\xi, \quad (5.29)$$

$$\mathbf{z} = \mathbf{h}(\mathbf{x}) + \mathbf{v}, \quad (5.30)$$

где $\mathbf{x} = (C_{12} \ C_{22} \ C_{32} \ C_{13} \ C_{23} \ C_{33} \ \omega_x^{\text{нп}} \ \omega_y^{\text{нп}} \ \omega_z^{\text{нп}} \ w_{gx} \ w_{gy} \ w_{gz})^T$ – вектор состояния; $\mathbf{z} = (w_x^{\text{н}} \ w_y^{\text{н}} \ w_z^{\text{н}})^T$ – вектор измерений; $\mathbf{u} = (\omega_x^{\text{н}} \ \omega_y^{\text{н}} \ \omega_z^{\text{н}})^T$ – вектор входных сигналов; $\xi = (\xi_1 \ \xi_2 \ \xi_3 \ \xi_4 \ \xi_5 \ \xi_6)^T$ – вектор возмущений; $\mathbf{v} = (\square_1 \ \square_2 \ \square_3)^T$ – вектор шумов измерений; \mathbf{B} – матрица возмущений размерности 12×3 , ненулевые элементы которой равны

$$B_{7,1} = \sqrt{2T_1^{-1}}\sigma_1, \quad B_{8,2} = \sqrt{2T_2^{-1}}\sigma_2, \quad B_{9,3} = \sqrt{2T_3^{-1}}\sigma_3, \\ B_{10,4} = \sqrt{2T_{gx}^{-1}}\sigma_{gx}, \quad B_{11,5} = \sqrt{2T_{gy}^{-1}}\sigma_{gy}, \quad B_{12,6} = \sqrt{2T_{gz}^{-1}}\sigma_{gz}.$$

Компоненты вектор-функции $\mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u})$ будут иметь вид

$$f_1(\mathbf{x}, \mathbf{u}) = x_2x_9 - x_3x_8 + x_2u_3 - x_3u_2,$$

$$f_2(\mathbf{x}, \mathbf{u}) = x_3x_7 - x_1x_9 + x_3u_1 - x_1u_3,$$

$$f_3(\mathbf{x}, \mathbf{u}) = x_1x_8 - x_2x_7 + x_1u_2 - x_2u_1,$$

$$f_4(\mathbf{x}, \mathbf{u}) = x_5x_9 - x_6x_8 + x_5u_3 - x_6u_2,$$

$$f_5(\mathbf{x}, \mathbf{u}) = x_6x_7 - x_4x_9 + x_6u_1 - x_4u_3,$$

$$f_6(\mathbf{x}, \mathbf{u}) = x_4x_8 - x_5x_7 + x_4u_2 - x_5u_1,$$

$$f_7(\mathbf{x}, \mathbf{u}) = -T_1^{-1}x_7,$$

$$f_8(\mathbf{x}, \mathbf{u}) = -T_2^{-1}x_8,$$

$$f_9(\mathbf{x}, \mathbf{u}) = -T_3^{-1}x_9,$$

$$f_{10}(\mathbf{x}, \mathbf{u}) = -T_{gx}^{-1}x_{10},$$

$$f_{11}(\mathbf{x}, \mathbf{u}) = -T_{gy}^{-1}x_{11},$$

$$f_{12}(\mathbf{x}, \mathbf{u}) = -T_{gz}^{-1}x_{12}.$$

Компоненты вектор-функции $\mathbf{h}(\mathbf{x})$ будут иметь вид

$$h_1(\mathbf{x}) = x_{10}(x_2x_6 - x_3x_5) + (x_{11} + g)x_1 + x_{12}x_4,$$

$$h_2(\mathbf{x}) = x_{10}(x_3x_4 - x_1x_6) + (x_{11} + g)x_2 + x_{12}x_5,$$

$$h_3(\mathbf{x}) = x_{10}(x_1x_5 - x_2x_4) + (x_{11} + g)x_3 + x_{12}x_6.$$

Очевидно, функции $\mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u})$, $\mathbf{h}(\mathbf{x})$ являются нелинейными, т.к. их компоненты содержат произведения переменных состояния. Поэтому для решения задачи фильтрации (оце-

нивания компонент вектора состояния) будем использовать обобщенный нелинейный фильтр Калмана-Бьюси. Уравнения фильтра записываются в виде:

$$\dot{\hat{\mathbf{x}}} = \mathbf{f}(\hat{\mathbf{x}}, \mathbf{u}) + \mathbf{K}(\mathbf{z} - \mathbf{h}(\hat{\mathbf{x}})), \quad (5.31)$$

$$\mathbf{K} = \mathbf{P} \frac{\partial \mathbf{f}(\hat{\mathbf{x}}, \mathbf{u})}{\partial \mathbf{x}^T} \mathbf{R}^{-1}, \quad (5.32)$$

$$\dot{\mathbf{P}} = \frac{\partial \mathbf{f}(\hat{\mathbf{x}}, \mathbf{u})}{\partial \mathbf{x}^T} \mathbf{P} + \mathbf{P} \frac{\partial \mathbf{f}^T(\hat{\mathbf{x}}, \mathbf{u})}{\partial \mathbf{x}} - \mathbf{P} \frac{\partial \mathbf{h}^T(\hat{\mathbf{x}})}{\partial \mathbf{x}} \mathbf{R}^{-1} \frac{\partial \mathbf{h}(\hat{\mathbf{x}})}{\partial \mathbf{x}^T} \mathbf{P} + \mathbf{B}\mathbf{B}^T, \quad (5.33)$$

где $\hat{\mathbf{x}}$ – текущая оценка вектора состояния; \mathbf{P} – матрица ковариаций вектора ошибок $\boldsymbol{\varepsilon} = \mathbf{x} - \hat{\mathbf{x}}$; \mathbf{R} – матрица интенсивностей шумов измерений (диагональная матрица, составленная из элементов R_j); \mathbf{K} – матричный коэффициент усиления фильтра.

Здесь $\frac{\partial \mathbf{f}(\hat{\mathbf{x}}, \mathbf{u})}{\partial \mathbf{x}^T}$ представляет собой матрицу вида

$$\frac{\partial \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u})}{\partial \mathbf{x}^T} = \begin{pmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial x_1} & \frac{\partial f_1}{\partial x_2} & \dots & \frac{\partial f_1}{\partial x_{12}} \\ \frac{\partial f_2}{\partial x_1} & \frac{\partial f_2}{\partial x_2} & \dots & \frac{\partial f_2}{\partial x_{12}} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \frac{\partial f_{12}}{\partial x_1} & \frac{\partial f_{12}}{\partial x_2} & \dots & \frac{\partial f_{12}}{\partial x_{12}} \end{pmatrix},$$

вычисленную в точке $\mathbf{x} = \hat{\mathbf{x}}$, а $\frac{\partial \mathbf{f}^T(\hat{\mathbf{x}}, \mathbf{u})}{\partial \mathbf{x}}$ – транспонированную матрицу. Аналогично

определяются производные $\frac{\partial \mathbf{h}(\hat{\mathbf{x}})}{\partial \mathbf{x}^T}$, $\frac{\partial \mathbf{h}^T(\hat{\mathbf{x}})}{\partial \mathbf{x}}$.

В данном случае

$$\frac{\partial \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u})}{\partial \mathbf{x}^T} =$$

$$= \begin{pmatrix} 0 & x_9 + u_3 - x_8 - u_2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -x_3 & x_2 & 0 & 0 & 0 \\ -x_9 - u_3 & 0 & x_7 + u_1 & 0 & 0 & 0 & x_3 & 0 & -x_1 & 0 & 0 & 0 \\ x_8 + u_2 - x_7 - u_1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -x_2 & x_1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & x_9 + u_3 - x_8 - u_2 & 0 & -x_6 & x_5 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -x_9 - u_3 & 0 & x_7 + u_1 & x_6 & 0 & -x_4 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & x_8 + u_2 - x_7 - u_1 & 0 & -x_5 & x_4 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -T_1^{-1} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -T_2^{-1} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -T_3^{-1} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -T_{gx}^{-1} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -T_{gy}^{-1} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -T_{gz}^{-1} \end{pmatrix},$$

$$\frac{\partial \mathbf{h}(\mathbf{x})}{\partial \mathbf{x}^T} = \begin{pmatrix} x_{11} + g & x_6 x_{10} & -x_5 x_{10} & x_{12} & -x_3 x_{10} & x_2 x_{10} & 0 & 0 & 0 & x_2 x_6 & x_1 & x_4 \\ -x_6 x_{10} & x_{11} + g & x_4 x_{10} & x_3 x_{10} & x_{12} & -x_1 x_{10} & 0 & 0 & 0 & x_3 x_4 & x_2 & x_5 \\ x_5 x_{10} & -x_4 x_{10} & x_{11} + g & -x_2 x_{10} & x_1 x_{10} & x_{12} & 0 & 0 & 0 & x_1 x_5 & x_3 & x_6 \end{pmatrix}.$$

Начальными условиями для интегрирования уравнений (5.31)-(5.33) являются априорная оценка вектора состояния $\hat{\mathbf{x}}(0)$ и априорная матрица ковариаций вектора ошибок $\mathbf{P}(0) = \mathbf{P}_0$, где \mathbf{P}_0 – заданная априорная матрица ковариаций вектора состояния (диагональная матрица, состоящая из дисперсий компонент вектора состояния σ_{0i}^2). Оптимальной априорной оценкой вектора состояния является его безусловное математическое ожидание, которое при малых углах $\square_0, \psi_0, \gamma_0$ будем считать приближенно равным вектору $\hat{\mathbf{x}}(0) = (0 \ 1 \ 0 \ 0 \ 0 \ 1 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0)^T$. Диагональные элементы априорной матрицы ковариаций \mathbf{P}_0 определим как

$$\begin{aligned} \sigma_{01}^2 &= \sigma_{02}^2 = \sigma_{03}^2 = \sigma_{04}^2 = \sigma_{05}^2 = 10^{-4}; \\ \sigma_{06}^2 &= 10^{-6}; \quad \sigma_{07}^2 = \sigma_1^2; \quad \sigma_{08}^2 = \sigma_2^2; \quad \sigma_{09}^2 = \sigma_3^2; \\ \sigma_{010}^2 &= \sigma_{gx}^2; \quad \sigma_{011}^2 = \sigma_{gy}^2; \quad \sigma_{012}^2 = \sigma_{gz}^2. \end{aligned}$$

1.1 Описание программы моделирования

Лабораторная работа выполняется в среде Matlab 6.5 с использованием пакета Simulink.

Для анализа точности оценивания углов ориентации формируется Simulink-модель в соответствии с рис. 5.2. Модели блоков *Object* (объект) и *Kalman Filter* (фильтр Калмана), сформированные как подсистемы (блоки типа *Subsystem*) в соответствии с уравнениями (5.14)-(5.25) и (5.31)-(5.33), показаны на рис. 5.3 и 5.4 соответственно.

Исходные данные и начальные условия для интегрирования систем дифференциальных уравнений размещаются в m-файле.

Возмущающие входные воздействия моделируются широкополосными процессами с малой постоянной времени (0,01 с).

Движение объекта задается посредством формирования составляющих угловой скорости, изменяющихся по пилообразному закону с заданными амплитудами $\bar{\Omega}_x$, $\bar{\Omega}_y$, $\bar{\Omega}_z$, частотами Ω_x , Ω_y , Ω_z и случайной начальной фазой.

В работе для всех вариантов приняты значения констант $R_1 = R_2 = R_3 = 10^{-5} \text{ м}^2/\text{с}^3$; $T_1 = T_2 = T_3 = 10 \text{ с}$; $T_{gx} = T_{gy} = T_{gz} = 1 \text{ с}$; период изменения составляющих угловой скорости движения объекта 10 с ($\Omega_x = \Omega_y = \Omega_z = \pi/5 \text{ с}^{-1}$).

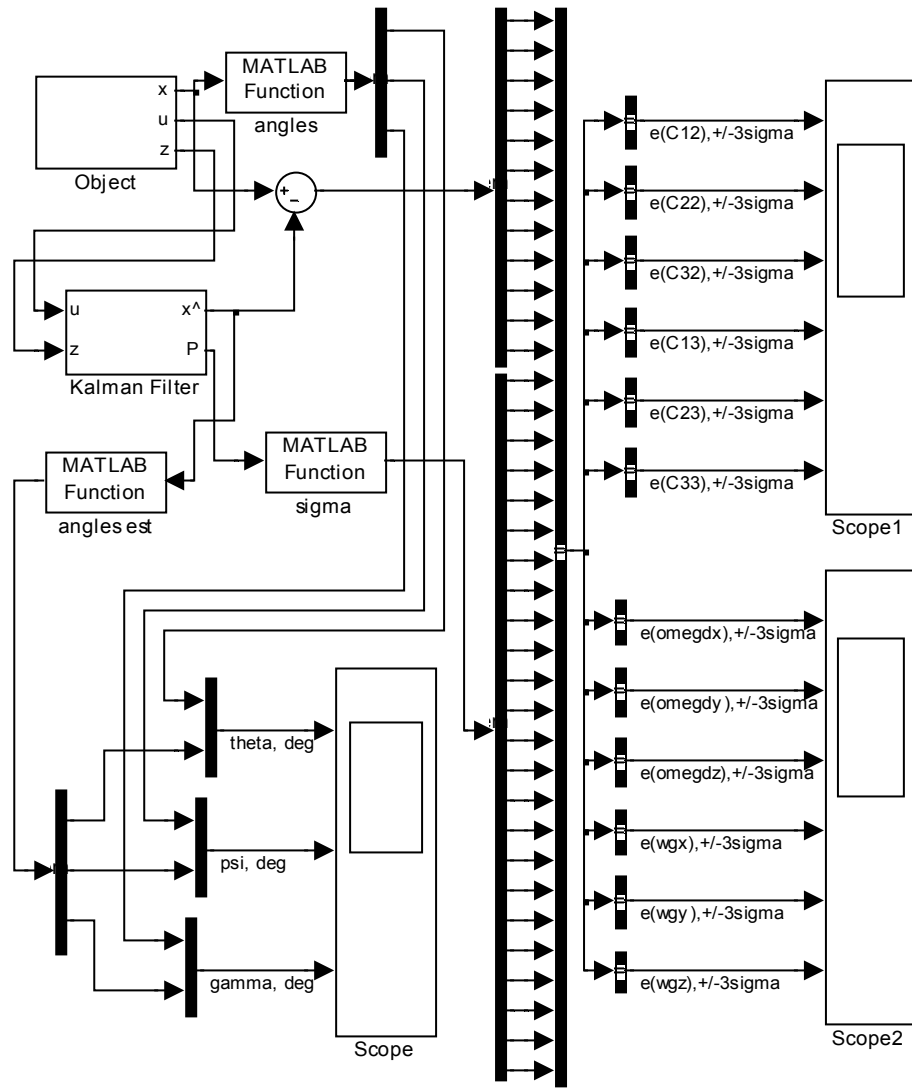


Рисунок 5.2 – Главное окно модели

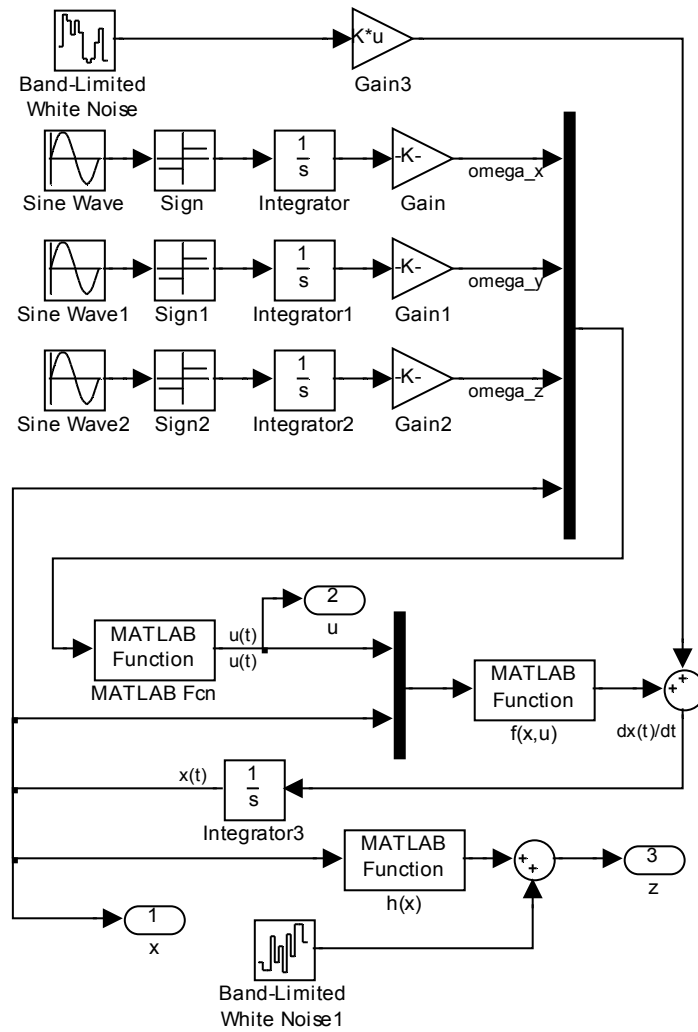


Рисунок 5.3 – Блок *Object*

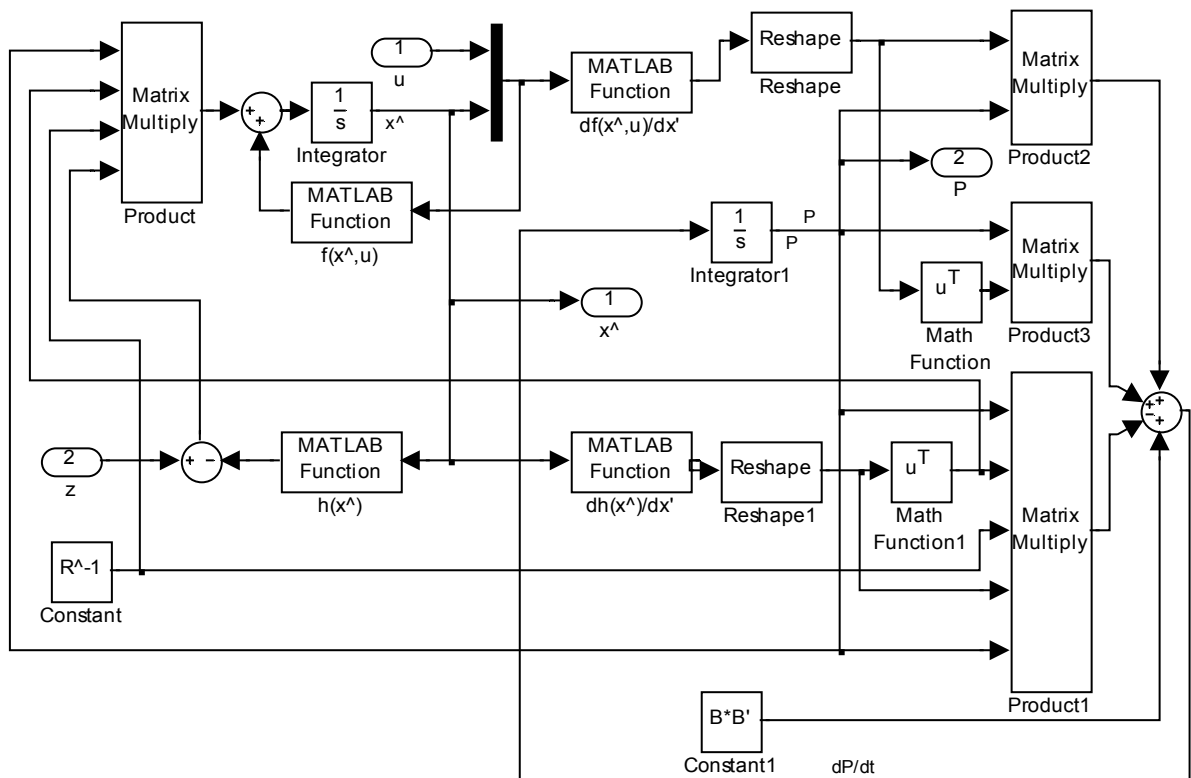


Рисунок 5.4 – Блок *Kalman Filter*

1.2 Порядок выполнения лабораторной работы

1. Получить вариант задания у преподавателя.
2. Запустить Matlab, создать новый mdl-файл.
3. Сформировать Simulink-модель в соответствии с рис. 5.2. Ввести:
 - в блок *angles*
 Matlab Function: $[\text{atan}(u(1)/\sqrt{u(2)^2+u(3)^2});$
 $-\text{atan}(u(4)/(u(2)*u(6)-u(3)*u(5))); -\text{atan}(u(3)/u(2))]*180/\pi$
 Output dimensions: 3
 - в блок *angles est*
 Matlab Function: $[\text{atan}(u(1)/\sqrt{u(2)^2+u(3)^2});$
 $-\text{atan}(u(4)/(u(2)*u(6)-u(3)*u(5))); -\text{atan}(u(3)/u(2))]*180/\pi$
 Output dimensions: 3
 - в блок *sigma*
 Matlab Function: $[-3*\sqrt{\text{diag}(u)};3*\sqrt{\text{diag}(u)}]$
 Output dimensions: 24
 - в блок *Bus Creator*
 Number of inputs: 36

- в блоки *Bus Selector* (сверху вниз):

Selected signals: signal1	signal13	signal25
Selected signals: signal2	signal14	signal26
Selected signals: signal3	signal15	signal27
Selected signals: signal4	signal16	signal28
Selected signals: signal5	signal17	signal29
Selected signals: signal6	signal18	signal30
Selected signals: signal7	signal19	signal31
Selected signals: signal8	signal20	signal32
Selected signals: signal9	signal21	signal33
Selected signals: signal10	signal22	signal34
Selected signals: signal11	signal23	signal35
Selected signals: signal12	signal24	signal36
- Muxed output (во всех блоках *Bus Selector*)

- в блок *Scope* (меню '**Scope**' parameters)

вкладка **General**:

Number of axes: 3

Time range: 50

вкладка **Data history**:

Limit data points to last:

- в блоки *Scope1*, *Scope2* (меню '**Scope**' parameters)

вкладка **General**:

Number of axes: 6

Time range: 50

вкладка **Data history**:

Limit data points to last:

В блоках *Object* и *Kalman Filter* задать необходимое количество входов и выходов в соответствии с рис. 5.2.

4. Раскрыть блок *Object*. Сформировать Simulink-модель в соответствии с рис. 2.3.

Ввести:

- в блок *Band-Limited White Noise*

Noise power: 1

Sample time: 0.01

- в блок *Sine Wave*

Amplitude: 1

- Bias: 0
- Frequency (rad/sec): Ω_x
- Phase (rad): ϕ
- Sample time: 0
- в блок *Sine Wave1*
- Amplitude: 1
- Bias: 0
- Frequency (rad/sec): Ω_y
- Phase (rad): ϕ
- Sample time: 0
- в блок *Sine Wave2*
- Amplitude: 1
- Bias: 0
- Frequency (rad/sec): Ω_z
- Phase (rad): ϕ
- Sample time: 0
- в блок *Integrator*
- Initial condition: $(-0.5 + \text{abs}(\phi/\pi)) * \pi / \Omega_x$
- в блок *Integrator1*
- Initial condition: $(-0.5 + \text{abs}(\phi/\pi)) * \pi / \Omega_y$
- в блок *Integrator2*
- Initial condition: $(-0.5 + \text{abs}(\phi/\pi)) * \pi / \Omega_z$
- в блок *Gain*
- Gain: $\Omega_x^2 * \Omega_x / \pi$
- в блок *Gain1*
- Gain: $\Omega_y^2 * \Omega_y / \pi$
- в блок *Gain2*
- Gain: $\Omega_z^2 * \Omega_z / \pi$
- в блок *Gain3*
- Gain: B
- Multiplication: $\text{Matrix}(K * u)$
- в блок *MATLAB Fcn*
- Matlab Function: $[u(1) - u(10); u(2) - u(11); u(3) - u(12)]$
- Output dimensions: 3
- в блок $f(x, u)$

Matlab Function: $[u(5)*u(12)-u(6)*u(11)+u(5)*u(3)-u(6)*u(2);$
 $u(6)*u(10)-u(4)*u(12)+u(6)*u(1)-u(4)*u(3);$
 $u(4)*u(11)-u(5)*u(10)+u(4)*u(2)-u(5)*u(1);$
 $u(8)*u(12)-u(9)*u(11)+u(8)*u(3)-u(9)*u(2);$
 $u(9)*u(10)-u(7)*u(12)+u(9)*u(1)-u(7)*u(3);$
 $u(7)*u(11)-u(8)*u(10)+u(7)*u(2)-u(8)*u(1); -1/T1*u(10);$
 $-1/T2*u(11); -1/T3*u(12); -1/Tgx*u(13); -1/Tgy*u(14); -1/Tgz*u(15)]$
Output dimensions: 12

- в блок $h(x)$

Matlab Function:

$[u(10)*(u(2)*u(6)-u(3)*u(5))+(u(11)+g)*u(1)+u(12)*u(4);$
 $u(10)*(u(3)*u(4)-u(1)*u(6))+(u(11)+g)*u(2)+u(12)*u(5);$
 $u(10)*(u(1)*u(5)-u(2)*u(4))+(u(11)+g)*u(3)+u(12)*u(6)]$

Output dimensions: 3

- в блок *Integrator3*

Initial condition: x_0

- в блок *Band-Limited White Noise*

Noise power: $\text{diag}(R)$

Sample time: 0.01

Seed: [1111 2222 3333]

(вектор из трех произвольных целых чисел)

5. Раскрыть блок *Kalman Filter*. Сформировать Simulink-модель в соответствии с рис. 5.4. Ввести:

- в блок *Constant*

Constant value: R^{-1}

- в блоки *Product*, *Product1*, *Product2*, *Product3*

Multiplication: Matrix(*)

- в блок *Integrator*

Initial condition: x_0

- в блок $f(x^{\wedge}, u)$

MATLAB Function: $[u(5)*u(12)-u(6)*u(11)+u(5)*u(3)-u(6)*u(2);$
 $u(6)*u(10)-u(4)*u(12)+u(6)*u(1)-u(4)*u(3);$
 $u(4)*u(11)-u(5)*u(10)+u(4)*u(2)-u(5)*u(1);$
 $u(8)*u(12)-u(9)*u(11)+u(8)*u(3)-u(9)*u(2);$
 $u(9)*u(10)-u(7)*u(12)+u(9)*u(1)-u(7)*u(3);$

$u(7)*u(11)-u(8)*u(10)+u(7)*u(2)-u(8)*u(1); -1/T1*u(10);$
 $-1/T2*u(11); -1/T3*u(12); -1/Tgx*u(13); -1/Tgy*u(14); -1/Tgz*u(15)]$

Output dimensions: 12

- в блок $h(x^{\wedge})$

MATLAB Function:

$[u(10)*(u(2)*u(6)-u(3)*u(5))+(u(11)+g)*u(1)+u(12)*u(4);$
 $u(10)*(u(3)*u(4)-u(1)*u(6))+(u(11)+g)*u(2)+u(12)*u(5);$
 $u(10)*(u(1)*u(5)-u(2)*u(4))+(u(11)+g)*u(3)+u(12)*u(6)]$

Output dimensions: 3

- в блок $df(x^{\wedge},u)/dx'$

MATLAB Function: $[0; -u(12)-u(3); u(11)+u(2); 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0;$
 $u(12)+u(3); 0; -u(10)-u(1); 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; -u(11)-u(2); u(10)+u(1);$
 $0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; -u(12)-u(3); u(11)+u(2); 0; 0; 0; 0; 0;$
 $0; 0; 0; 0; u(12)+u(3); 0; -u(10)-u(1); 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; -u(11)-u(2);$
 $u(10)+u(1); 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; u(6); -u(5); 0; u(9); -u(8); -1/T1; 0; 0; 0;$
 $0; 0; -u(6); 0; u(4); -u(9); 0; u(7); 0; -1/T2; 0; 0; 0; 0; u(5); -u(4); 0; u(8);$
 $-u(7); 0; 0; 0; -1/T3; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; -1/Tgx; 0; 0; 0; 0; 0; 0;$
 $0; 0; 0; 0; 0; 0; -1/Tgy; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; -1/Tgz]$

Output dimensions: 144

- в блок *Integrator1*

Initial condition: P0

- в блок $dh(x^{\wedge})/dx'$

MATLAB Function: $[u(11)+g; -u(6)*u(10); u(5)*u(10); u(6)*u(10);$
 $u(11)+g; -u(4)*u(10); -u(5)*u(10); u(4)*u(10); u(11)+g; u(12); u(3)*u(10);$
 $-u(2)*u(10); -u(3)*u(10); u(12); u(1)*u(10); u(2)*u(10); -u(1)*u(10);$
 $u(12); 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; u(2)*u(6); u(3)*u(4); u(1)*u(5); u(1); u(2);$
 $u(3); u(4); u(5); u(6)]$

Output dimensions: 36

- в блок *Reshape*

Output dimensionality: Customize

Output dimensions: [12,12]

- в блок *Reshape1*

Output dimensionality: Customize

Output dimensions: [3,12]

- в блоки *Math Function*, *Math Function1*

Function: transpose

– в блок *Constant1*

Constant value: B*B'

6. В меню **Simulation** выбрать пункт **Simulation Parameters** и установить время моделирования 50 с.

7. Создать m-файл в соответствии с приложением 2. Ввести значения параметров в соответствии с вариантом задания (табл. 5.1), обращая внимание на их размерности.

Таблица 5.1. Варианты заданий

Вариант	$\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3,$ град/с	$\sigma_{gx}, \sigma_{gy}, \sigma_{gz},$ м/с ²	$\bar{\Omega}_x,$ град/с	$\bar{\Omega}_y,$ град/с	$\bar{\Omega}_z,$ град/с	$\vartheta_0,$ град	$\psi_0,$ град	$\gamma_0,$ град
1	0,01	0,001	6	8	10	1	-1	1
2	0,02	0,002	5	7	12	0	1	-1
3	0,01	0,005	5	10	14	-1	-1	-1
4	0,005	0,001	8	6	16	-2	1	0
5	0,005	0,002	8	5	18	1	-1	-1
6	0,005	0,005	10	15	20	-1	1	-1
7	0,02	0,001	8	10	10	-1	0	1

8. Нажатием клавиши [F5] запустить m-файл на выполнение.

9. Вернуться в главное окно Simulink-модели. Нажатием кнопки **Start Simulation** запустить mdl-файл на выполнение.

10. Двойным щелчком мыши по блокам *Scope1*, *Scope2*, *Scope3* раскрыть окна со строящимися графиками:

- углов ориентации ϑ , ψ , γ и их оценок;
- ошибок оценок переменных состояния с оценками точности ($\pm 3\sigma$).

11. Сравнить оценки углов ориентации с их истинными значениями. Записать величины максимальных ошибок для отчета.

12. Убедиться в соответствии ошибок оценок переменных состояния оценкам их точности (проконтролировать попадание значений ошибок в коридор $\pm 3\sigma$). Сделать вывод о том, каким образом ошибки зависят от ориентации объекта.

13. В блоках *Band-Limited White Noise*, *Band-Limited White Noise1* установить интенсивности входных шумов, равные нулю. Повторить процедуру моделирования. Определить переменные состояния, переходные процессы для которых имеют затухающий ха-

рактар. По длительности переходных процессов оценить время готовности бесплатформенной вертикали к работе.

1.3 Оформление отчета

Отчет о лабораторных исследованиях должен содержать:

- структурную схему исследуемой системы;
- систему дифференциальных уравнений, описывающих поведение объекта;
- полученные значения экспериментальных данных;
- выводы по работе.

1.4 Контрольные вопросы

1. Какие датчики включает в себя измерительный блок бесплатформенной вертикали? Какие физические величины они измеряют?
2. Какой вид имеют корреляционные функции составляющих угловой скорости дрейфа ДУС?
3. Какие составляющие содержат выходные сигналы акселерометров?
4. Сколько элементов матрицы направляющих косинусов дают полную информацию об углах ориентации объекта? Какой порядок имеет исследуемая динамическая система?
5. Какие сигналы являются входными и какие – выходными по отношению к устройству оценивания?
6. Какое распределение имеет начальная фаза в законе изменения угловой скорости движения объекта?
7. В каком из блоков модели Simulink определяются начальные условия для интегрирования дисперсионного уравнения?
8. В каких блоках модели Simulink осуществляется формирование закона изменения составляющих угловой скорости?
9. Каким образом моделируются входные возмущающие воздействия типа белого шума?
10. Является ли исследуемая система полностью наблюдаемой? Почему?

ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА № 6

Расчет тепловых процессов микро/наноспутника, находящегося на орбите

Цель работы

Получение навыков расчета тепловых процессов, протекающих на борту микро/наноспутников.

Задачи работы

- 1 Определить параметры орбиты, необходимые для расчёта тепловых процессов на борту микро/наноспутника.
- 2 Разработать программный комплекс расчета и визуализации тепловых процессов микро/нано спутников с помощью среды программирования Lazarus (или Java)

Краткие теоретические сведения

Известно, что практически любой спутник представляет собой куб с шестью плоскостями. Поэтому необходимо учитывать терморегуляцию с каждой из этих плоскостей.

Тепловая энергия к спутнику поступает по трём каналам:

- Прямые солнечные лучи
- Отражённые от Земли солнечные лучи
- Инфракрасные лучи от поверхности Земли

Необходимая аппаратура и материалы:

- 1 Персональный компьютер с выходом в Интернет.
- 2 Среда программирования Lazarus (Java)

Рабочие формулы:

1. Энергетический баланс.

Учитывая уравнение баланса энергии и теплового течения получим:

$$\frac{dQ}{d\tau} = c * m * \frac{dT}{d\tau} = \dot{Q}_{abs_S} + \dot{Q}_{abs_{Fl}} - \dot{Q}_{EM} - \dot{Q}_{WL} + \dot{Q}_{Alb} + \dot{Q}_{Errd}$$

В нашем случае известно, что теплоотдача и отражение солнца от Земли равны 0:

$$\dot{Q}_{Alb} = 0 \quad \dot{Q}_{Errd} = 0$$

2. Поглощение Солнца.

Поглощение от Солнца определим:

$$\dot{Q}_{abs_s} = \alpha * S * A_{abs}$$

где α -коэффициент поглощения, S –излучение Солнца и A_{abs} –поверхность поглощения.

Для вычисления теплопоглощения от Солнца должно быть известно поверхность поглощения. Он определяется в точках весеннего равноденствия и летнего солнцестояния:

Весной он вычислится как:

$$A(1) = l^2 * \cos(\varphi)$$

$$A(2) = l^2 * \sin(\varphi)$$

$$A(3) = 0$$

$$A(4) = 0$$

$$A(5) = -l^2 * \sin(\varphi)$$

$$A(6) = -l^2 * \cos(\varphi)$$

А летом вычисляется следующим образом:

$$A(3) = l^2 * \sin(23.14^\circ)$$

$$A(4) = 0$$

$$A(1,2,5,6) = A_{\text{Фронталь}}(1,2,5,6) * \cos(23.14^\circ)$$

3. Солнечная тень:

Как известно земная ось имеет наклон $23^\circ 14'$ в следствии чего тень от Солнца на Земля в различное время года попадает неравномерно. Это необходимо учитывать при дальнейших расчётах.

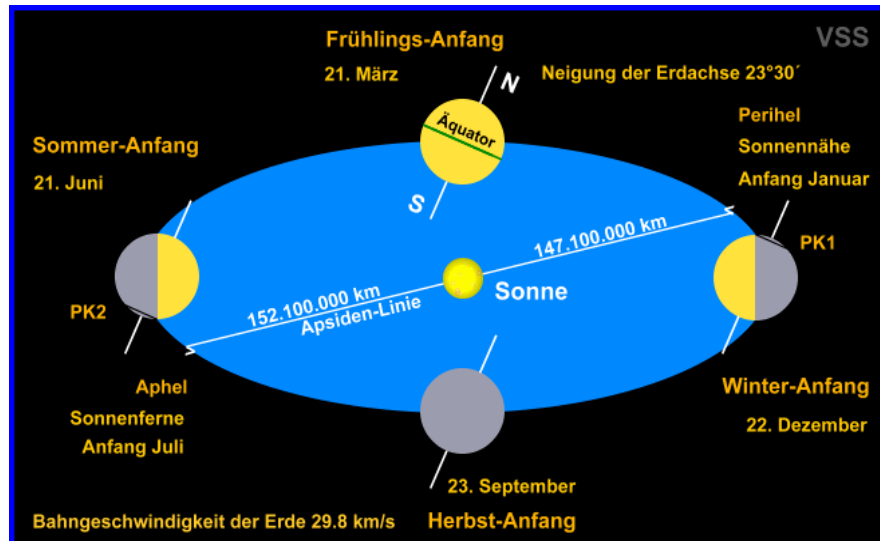


Рисунок 6.1 – Солнечная тень

Угол падения Земной тени на спутник α определяется как:

$$\frac{r_{Erde}}{r_{Sat}} = \sin(\alpha)$$

Для $\varphi > \pi - \alpha$ und $\varphi > \pi + \alpha$ т.к. $\dot{Q}_{abs_s} = 0$

А также:

$$\varphi = \varphi_0 + \omega * dt$$

$$\omega = \frac{2\pi}{24h}$$

dt=1 мин

$\varphi_0=0$ как начальное значение

4. Теплообмен:

Для закона теплообмена имеем:

$$\dot{Q}_{WL} = \sum_{j=1..6}^{i \neq j, i+j \neq 7} \dot{Q}_{Lij} \quad \text{и} \quad \dot{Q}_{Lij} = k * (T_i - T_j)$$

Где k- коэффициент теплообмена.

К примеру для поверхности 1 данная формула примет вид:

$$\dot{Q}_1 = k * [(T_1 - T_2) + (T_1 - T_3) + (T_1 - T_4) + (T_1 - T_5)]$$

5. Теплоизлучение:

Теплоизлучение- это электромагнитное излучение объекта, при котором объект изменяет свою температуру

Для излучаемой поверхности:

$$A_{EM} \approx 2 * l^2 \dot{Q}_{EM} = \varepsilon * \sigma * T_i^4 * A_{EM}$$

где σ - константа Больцмана.

6. Теплопоглощение

Теплопоглощение может быть определено:

$$\dot{Q}_{ij} = \sigma * \alpha * A_{em} * \varepsilon * e_{ij} * T_j^4$$

где $A_{em} = l^2$ und σ - коэффициент Больцмана.

T_i - температура данной поверхности

T_j - температура всего остального

К примеру, для поверхности 1 имеем:

$$\dot{Q}_1 = \sigma * \alpha * A_{em} * \varepsilon * e_{ij} * (T_2^4 + T_3^4 + T_4^4 + T_5^4 + T_6^4)$$

7. Определение температуры поверхности с помощью метода Рунге-Кутты.

Формула для определения температуры имеет вид:

$$\frac{dT}{d\tau} = \frac{\dot{Q}_{abs_s} + \dot{Q}_{abs_{fl}} - \dot{Q}_{EM} - \dot{Q}_{WL} + \dot{Q}_{Alb} + \dot{Q}_{Erd}}{c * m},$$

где $m = \rho * d * l^2$

Эту формулу можно применить ко всем поверхностям, изменяя T_i , T_j :

$$\dot{T}_{i1} = f(\varphi(t); T_{i,alt}; T_{j,alt})$$

$$\dot{T}_{i2} = f\left(\varphi(t) + \omega \frac{dt}{2}; T_{i,alt} + \frac{T_{i1 * \Delta t}}{2}; T_{j,alt}\right)$$

$$\dot{T}_{i3} = f\left(\varphi(t) + \omega \frac{dt}{2}; T_{i,alt} + \frac{T_{i2 * \Delta t}}{2}; T_{j,alt}\right)$$

$$\dot{T}_{i4} = f\left(\varphi(t) + \omega dt; T_{i,alt} + \Delta t * T_{i3}, T_{j,alt}\right)$$

Отсюда температура для каждой из поверхностей определяется:

$$T_{i,neu} = T_{i,alt} + \Delta t * \left(\frac{\dot{T}_{i1} + 2 * \dot{T}_{i2} + 2 * \dot{T}_{i3} + \dot{T}_{i4}}{6} \right).$$

Порядок проведения работы:

- 1 Включить персональный компьютер.
- 2 Загрузить в Интернете с сайта www.celectrack.com характеристики орбиты спутника (система НОРАД), определить необходимые для расчёта характеристики орбиты спутника.
- 3 Загрузить в компьютере среду программирования Lazarus (Java).
- 4 Используя вышеуказанные рабочие формулы составить программу в Lazarus (Java) согласно предлагаемому в примере алгоритму.
- 5 Произвести отладку программы.

ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА № 7

Изучение бортовых ретрансляторов спутниковых систем передачи

Цель работы:

Изучение принципов построения бортовых ретрансляторов систем космической радиосвязи.

Задание

- 1 Ознакомиться со структурной схемой бортового передающего устройства.
- 2 Ознакомиться с элементной базой используемой в мощных выходных усилителях.
- 3 Ознакомиться с параметрами ламп бегущей волны.
- 4 Ознакомиться со структурными схемами сложения мощностей.
- 5 Ознакомиться с назначением входного приёмного устройства бортового ретранслятора.
- 6 Составить отчёт.

Краткое теоретическое сведение

Главным параметром бортового ретранслятора (БРТР), определяющим ресурс и качественные характеристики системы связи, является мощность передатчика, максимальное значение которой ограничено рядом факторов:

- максимальной мощностью первичных источников питания ИСЗ;
- возможностью отвода рассеиваемого тепла за пределы спутника;
- снижением долговечности и надежности электронных приборов при повышении их мощности:

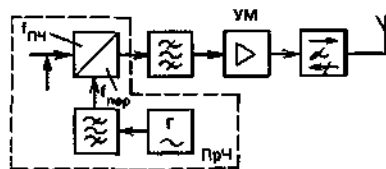


Рисунок 7.1 – Структурная схема передатчика БРТР

Передатчики большинства БРТР гетеродинного типа строят по традиционной схеме (рис. 1), состоящей из мощного преобразователя частоты и мощного усилителя с необходимым набором фильтрующих и согласующих элементов. Чаще всего передатчики уси-

ливают сигналы в полосе одного ствола, но иногда используются и для одновременного усиления сигналов нескольких стволов.

Главным элементом передатчика является мощный выходной усилитель (в стволах с прямым переносом под передатчиком понимают мощный усилитель), так как именно на него падает значительная часть потребляемой энергии всего БРТР, массы и объема. В качестве собственно усилительного элемента в зависимости от назначения, требуемой мощности, диапазона частот, массы, габаритных размеров, КПД, срока службы и т.п. используются различные СВЧ приборы, лампы бегущей волны (ЛБВ), клистроны, твердотельные приборы (транзисторы, туннельные, лавинно-пролетные диоды и т.п.).

ЛБВ составляют наиболее многочисленный и быстроразвивающийся класс электровакуумных приборов СВЧ для бортовой техники, широкое применение которых в данной области объясняется тем, что они обладают рядом достоинств по сравнению с другими приборами СВЧ диапазона: высоким коэффициентом усиления, широкополосностью, возможностью работы в импульсном и непрерывном режимах в широком интервале выходных мощностей.

Применяемые в БРТР ЛБВ отличаются, кроме того, высоким КПД, компактностью, малой массой, высокой долговечностью (до 100...150 тыс. ч) и надежностью. Эти приборы работают при напряжениях менее 6500 В, их конструкция обладает достаточной жесткостью и способна выдерживать сильные вибрации и ударные нагрузки.

Фактически все ЛБВ, применяемые в БРТР, имеют одинаковую конструкцию, за исключением небольших модификаций, связанных с выполнением конкретных специфических функций БРТР.

На рис. 2 приведены кривые, показывающие наибольшие значения выходной мощности и КПД, достигнутые на ЛБВ различного типа. Для БРТР наибольший интерес представляют ЛБВ средней мощности, причем для этих целей создают специальные экономичные и малогабаритные ЛБВ. Исходя из условий применения ЛБВ в бортовой необслуживаемой аппаратуре, к ним предъявляют очень высокие требования по КПД, долговечности, надежности, габаритным размерам и массе.

Для бортовой аппаратуры ЛБВ изготавливают на отдельные специально выделенные полосы частот в диапазоне 1,8...12,7 ГГц. Типичными для первых образцов БРТР были ЛБВ с мощностью 20 Вт; в отдельных спутниках использовались ЛБВ мощностью 30 и 70 Вт в непрерывном режиме. В настоящее время в большинстве связных ИСЗ уровень выходной мощности ЛБВ в непрерывном режиме составляет 30...75 Вт, а в вещательных – 50...150 Вт. При той же конструкции получают и более высокие мощности. Наиболее важным фактором при выборе выходной мощности ЛБВ является мощность источника пита-

ния ИСЗ. Уже небольшое повышение КПД приводит к значительному выигрышу для ИСЗ в целом — уменьшаются число элементов солнечных батарей, аккумуляторов, габаритные размеры источников питания и упрощается проблема рассеяния тепла. Почти на всех ИСЗ основным параметром для ЛБВ, определяющим все другие элементы конструкции, является необходимая мощность, потребляемая от бортового источника питания. Поэтому методом повышения КПД ЛБВ уделяется большое внимание.

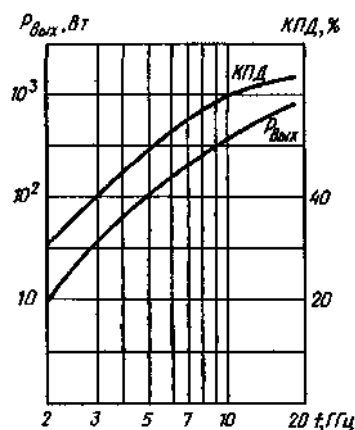


Рисунок 7.2 – Зависимости максимальных значений выходной мощности и КПД от частоты для ЛБВ.

К числу таких методов относятся:

- изменение фазовой скорости замедленной волны по длине лампы или коррекция синхронизации скорости;
- формирование дискретной характеристики;
- многокаскадная рекуперация в коллекторе (понижение потенциала коллектора или последовательности коллекторов до значения, меньшего потенциала замедляющей структуры, что дает возможность вернуть часть неиспользованной энергии от работающего электронного пучка).

Обычно коэффициент - усиления ЛБВ составляет 40...50 дБ, а КПД – 64...50 %.

Необходимый режим ЛБВ по уровню выходной мощности устанавливается подбором уровня входной мощности. На амплитудной характеристике ЛБВ различают две характерные области, соответствующие двум режимам работы.

В линейном режиме (режим малого сигнала) коэффициент усиления имеет постоянное значение, а выходная мощность меняется пропорционально входной. Максимальная выходная мощность ЛБВ в линейном режиме меньше номинальной на 3...6 дБ.

В режиме насыщения (режим большого сигнала) линейная зависимость выходной мощности от входной нарушается, увеличение сигнала на входе не приводит к дальней-

шему увеличению выходной мощности из-за ограниченной мощности электронного пучка. В режиме насыщения резко возрастает крутизна фазоамплитудной характеристики ЛБВ, представляющей собой зависимость фазового сдвига, вносимого ЛБВ, от амплитуды входного сигнала, что приводит к преобразованию амплитудной модуляции в фазовую (амплитудно-фазовая конверсия). Таким образом, паразитная АМ, например, частотно-модулированного сигнала на входе ЛБВ приводит к возникновению паразитной ФМ и, следовательно, к нелинейным искажениям сигналов.

В выходных усилителях мощности на ЛБВ из соображений экономичности желательно использовать режим работы лампы, близкий к насыщению (номинальный). При передаче широкополосных сигналов в режиме насыщения или вблизи режима насыщения необходимо учитывать возникающие искажения. Допустимые уровни искажений зависят от вида модуляции – односигнальная ЧМ или ЧМ с несколькими несущими – и от вида многостанционного доступа – МДВР или МДЧР.

Два явления, возникающие в ЛБВ, – нелинейность амплитудной характеристики и АМ-ФМ преобразование – служат причинами появления взаимных помех при усилении нескольких сигналов.

В табл. 1 приведены некоторые параметры ЛБВ и источников питания, выпускаемых зарубежными фирмами для БРТК спутников связи и вещания.

В оконечных усилителях БРТК используются и клистроны. Так, в разработанной в России системе СТВ «Экран», работающей в диапазоне 702...726 МГц, использован прямопролетный клистрон с выходной мощностью 200...300 Вт с полосой пропускания около 24 МГц по уровню 2 дБ. Применение клистронов в бортовых устройствах ограничено из-за их узкополосности. К достоинствам клистронов следует отнести простоту конструкции, меньшее по сравнению с ЛБВ число номиналов питающих напряжений, высокий КПД. В остальном клистронные усилители аналогичны усилителям на ЛБВ со всеми их достоинствами и недостатками (нелинейность передаточной характеристики, амплитудно-фазовая конверсия и т.п.).

Твердотельные приборы в качестве выходных усилителей мощности БРТР стали использоваться только в последнее время в связи с успехами полупроводниковой электроники, позволяющими значительно повысить мощность передатчиков. Развитие СВЧ полупроводниковых передатчиков для БРТР идет по двум основным направлениям: создания новых мощных СВЧ транзисторов и сложение мощностей полупроводниковых генераторов с помощью многополюсных схем или сложение мощностей в пространстве с помощью фазированных антенных решеток (ФАР).

Таблица 7.1

Параметр ЛБВ	Диапазон частот «Космос–Земля»				
	С (3,7...4,2)	С (3,7...4,2)	Ku (11,7...12,5)	Ku (10,9...12,8)	Ku (11,7...12,5)
Выходная мощность, Вт	17	60	56	73	100
КПД, %	53	60	63	63	64
Напряжение спирали, В	2000	3400	5500	5700	6000
Масса, г	800	730	700	700	720
Габариты, мм	395×58×37	395×58×37	395×58×37	395×58×37	395×58×37
Параметр источника питания	Напряжение сети 42...50 В				
КПД, %	93	93	93	93	93
Масса, г	1470	1520	1520	1520	1570
Габариты, мм	227×63×110	227×63×110	227×63×110	227×63×110	227×63×110
Напряжение сети 25...42 В					
КПД, %	91	91	91	91	91,5
Масса, г	1520	1570	1570	1570	1600
Габариты, мм	227×63×110	227×63×110	227×63×110	227×63×110	227×63×110

Преимущества твердотельных передатчиков БРТР по сравнению с электровакуумными состоят в следующем:

как правило, существенно большая долговечность;

низкие значения питающих напряжений (первые требуют для питания напряжения не более единиц или десятков вольт и лишь одного-двух номиналов, вторые требуют для питания целый набор напряжений различных номиналов, максимальные значения которых составляют несколько киловольт даже при сравнительно небольшой выходной мощности СВЧ сигнала);

применение полупроводниковых приборов позволяет воспользоваться методами микроэлектроники при изготовлении различных узлов и блоков, входящих в передатчики БРТР, что, в свою очередь, вызывает существенное уменьшение массы и габаритных размеров последних;

мощные полупроводниковые приборы обладают практически мгновенной готовностью к работе по сравнению с электровакуумными, у которых цепь накала требует предварительного прогрева.

Это делает систему связи более гибкой и оперативной.

По данным некоторых источников, существенное улучшение параметров ствола БРТР достигнуто в спутниках американской системы RSA Satcom благодаря применению полупроводникового усилителя мощности (ПУМ). Замена в них ЛБВ на ПУМ (на GaAs

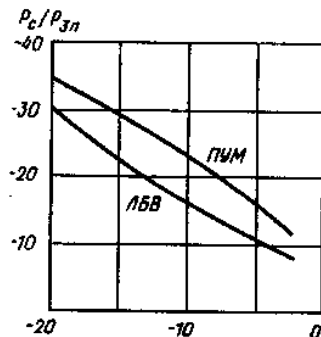
полевых транзисторах) позволила существенно улучшить характеристики и надежность передающего тракта БРТР. Кроме того, по данным этой же работы, ПУМ обладает более высокой линейностью характеристики особенно в режиме работы вблизи точки насыщения. Так, для ПУМ достигнут уровень интермодуляционных искажений третьего порядка (при передаче двух несущих), на 3...8 дБ меньший, чем для ЛБВ.

На рис.3 для сравнения приведены зависимости отношения $P_C / P_{3П}$ от отношения $P_{ВХ} / P_{НАС}$ где P_C - мощность сигнала на выходе прибора; $P_{3П}$ — продукт искажений 3-го порядка на выходе прибора; $P_{ВХ}$ — мощность сигнала на входе; $P_{НАС}$ — мощность сигнала на входе в режиме насыщения. Здесь при заданном уровне интермодуляционных искажений, например -20 дБ, на входе ПУМ требуется снижение мощности на 5 дБ меньше, чем для усилителя на ЛБВ. Это либо обеспечивает более высокое отношение сигнал-шум, что в результате повышает пропускную способность, либо улучшает промышленный КПД БРТР.

Приведенные данные несколько расходятся с выводами ряда авторов, по которым отдается преимущество ЛБВ. Расхождение, видимо, связано с тем, что в первом случае рассматриваются ПУМ на полевых транзисторах с относительно большим линейным участком, а во втором — биполярные, передаточная характеристика которых имеет короткий линейный участок и два характерных излома — в начальной области и области насыщения.

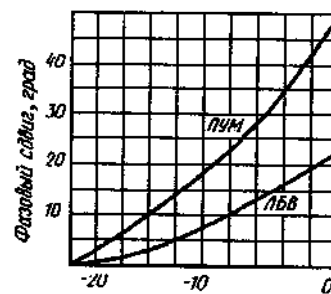
Кроме того, существенное уменьшение колебаний фазы при изменениях уровня сигнала снижает уровень паразитного АМ-ФМ преобразования для систем с МДЧР и снижает вероятность ошибки на символ для цифровых систем.

Фазовые характеристики ПУМ на полевых транзисторах и усилителя на ЛБВ приведены на рис. 4.



Отношение $P_{ВХ} / P_{НАС}$ на несущей

Рисунок 7.3 – Относительные уровни интермодуляционных искажений 3-го порядка для ПУМ и ЛБВ



$P_{ВХ} / P_{НАС}$ на несущей

Рисунок 7.4– Амплитудно-фазовые характеристики ПУМ и усилителя на ЛБВ

Следствием перечисленных преимуществ являются существенное снижение массы и габаритных размеров, повышение экономичности, долговечности и надежности твердотельных передатчиков БРТР по сравнению с электровакуумными при всех прочих равных условиях.

Наряду с преимуществами следует отметить и недостатки таких передатчиков:

- полупроводниковые приборы чувствительны к отклонениям, даже кратковременным, от допустимого эксплуатационного режима работы, что может привести к пробоем p - n перехода и полному отказу прибора; поэтому в передатчике приходится принимать специальные меры для защиты от случайно возникающих неблагоприятных факторов;
- мощность полупроводниковых приборов ограничена, причем для большинства из них с повышением частоты / она уменьшается по закону f^2 .

Различают три основных способа сложения: с помощью многополюсных схем; с помощью многоэлементной ФАР; в общем резонаторе. При первом способе к суммирующему устройству подключают большое число однотипных усилителей, мощность которых поступает в общую выходную нагрузку; при втором способе сложение мощностей сигналов производится в пространстве с помощью ФАР, включающей большое число соответственно ориентированных облучателей, каждый из которых возбуждается от самостоятельного усилителя. Третий способ используется только для сложения мощностей СВЧ генераторных диодов, расположенных в общем резонаторе. На практике первый способ позволяет повысить мощность передатчика по отношению к мощности одного транзистора на 15...20 дБ, второй способ — на 30...40 дБ, третий — на 10...13 дБ.

Основные требования, которым должны отвечать перечисленные способы суммирования:

1. Мощность сигнала на выходе устройства сложения равна или близка к сумме номинальных мощностей $P_{НОМ}$ отдельных n усилителей: $P_{ОБЦ} = nP_{НОМ}$.
2. Все усилители должны быть взаимно независимы, т.е. развязаны друг от друга. Выход из строя любого усилителя не должен влиять на режим работы и выходную мощность всех других усилителей.
3. При выходе из строя m усилителей из общего числа мощность в нагрузке должна упасть на возможно меньшее значение, в лучшем случае — не более чем на $mP_{НОМ}$.

Чаще всего сложение мощностей СВЧ усилителей осуществляют с помощью так называемых мостовых устройств, обеспечивающих попарное сложение сигналов. Глав-

ным образом используют мостовые устройства, относящиеся к классу направленных ответвителей (НО), т.е. это восьмиполюсники, предназначенные для направленного ответвления энергии, отличительная особенность которых заключается в следующем: при возбуждении одного из четырех каналов НО энергия поступает только в два канала. Такой же НО может использоваться и для обратной процедуры — деления мощности в два раза (т.е. уменьшения мощности на 3 дБ).

Возможны различные варианты построения схем транзисторных передатчиков со сложением мощностей усилителей на основе мостовых устройств. При этом число складываемых усилителей мощности должно равняться 2^n , что обеспечивается применением $(2^n - 1)$ мостовых устройств. Используя различные варианты многополюсных сумматоров-делителей, реализуют устройства сложения мощностей большого числа СВЧ усилителей. Такие устройства состоят из трех основных частей: делителя мощности сигнала, n одинаковых СВЧ усилителей и сумматора мощности.

Для примера на рис. 5 показана схема сложения мощностей четырех усилителей, построенная на основе квадратурных мостовых устройств с вынесенными балластными нагрузками. Эту схему, которая позволяет складывать сигналы достаточно большой мощности, нетрудно распространить и на большее число попарно складываемых одинаковых усилителей или блоков усилителей.

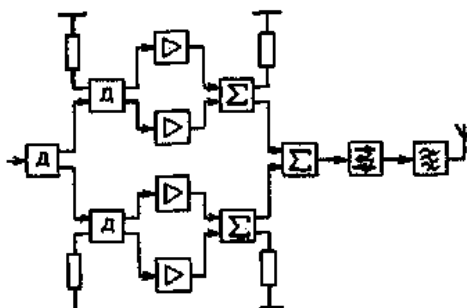


Рисунок 7.5 – Схема сложения мощностей четных усилителей:

Д - делитель; Σ - сумматор

Важным обстоятельством при составлении схем сложения мощностей отдельных усилителей является выполнение требования по фазированию складываемых сигналов. Для этого используют идентичные по структуре делители (Д) и сумматоры (Σ), включая их сопряженно. В таком случае не требуются дополнительные фазовращатели. Приведенная схема типична для транзисторных модулей, построенных по гибридно-интегральной технологии. Практически с помощью многополюсных сумматоров осуществляется сложение мощностей 50...100 полупроводниковых приборов, причем обычно сначала объединяют в модуль четыре транзистора, а затем складываются мощности 8...16 таких модулей в зависимости от требуемой выходной мощности усилителя.

В реальных условиях при суммировании мощностей сигналов неизбежны потери, связанные с разбросом параметров отдельных усилителей (их неидентичностью), отклонением S-параметров сумматоров (параметров рассеяний) и делителей от оптимальных значений в полосе частот и отражениями в трактах распространения сигналов. Суммарная мощность всех усилителей в общей нагрузке в этих случаях определяется выражением

$$P_H = \frac{P_{з.ср.ном.}}{n} \left| \sum_{k=1}^n a_k p_k s_k g_k e^{-j\varphi_k} \right| (1 - |\Gamma_H|^2),$$

где a_k – коэффициент, учитывающий отражение в k-м канале (при хорошем согласовании близкий к 1); $P_{г.ср.ном.}$ – среднее значение номинальной мощности, одинаковое для всех n усилителей; $p_k = \sqrt{P_{г.к.ном.} / P_{г.ср.ном.}}$ – коэффициент, учитывающий отклонение амплитуды входного сигнала, где $P_{г.к.ном.}$ – номинальная мощность k - го генератора; s_k – коэффициент, близкий к 1, учитывающий изменение модуля коэффициента передачи отдельного усилителя относительно номинального значения при идентичных усилителях; g_k — коэффициент, близкий к 1, учитывающий изменение амплитуды напряжения падающей волны в общем канале при действии k - го генератора за счет отражения в балластных нагрузках; φ_k – результирующая фаза сигнала, пришедшего в общий канал от k - го усилителя, при хорошем фазировании $\varphi_k = 0$; Γ_H — коэффициент отражения общей нагрузки, при хорошем согласовании $\Gamma_H = 0$; n — число усилителей, подключаемых к сумматору.

Эффективность работы передатчика, построенного по методу суммирования мощностей отдельных усилителей, определяется коэффициентом передачи

$$k_n = P_n / \sum_{k=1}^n P_{г.к.ном.}$$

Потери (в децибелах) мощности в сумматоре составляют

$$b_n = 10 \lg(1/k_n)$$

При полной передаче мощности от всех генераторов в нагрузку $k_n = 1$.

На рис. 6,а,в приведены зависимости, отражающие влияние различных факторов на потери при суммировании мощностей сигналов с помощью многополюсных сумматоров. На рис. 6,а показана зависимость b_n от изменения (разбаланса) складываемых сигналов

по амплитуде при условии, что $\Gamma=0$, $\varphi_k=0$, $a_k=1$, $s_k=1$, а все номинальные мощности усилителей $P_{г.к.ном.} = P_{г.ср.ном.}$ для двух частных случаев:

1. мощности всех генераторов одинаковы и постоянны, за исключением одного из них, например первого;
2. амплитуды всех складываемых сигналов усилителей распределены от P_{min} до P_{max} .

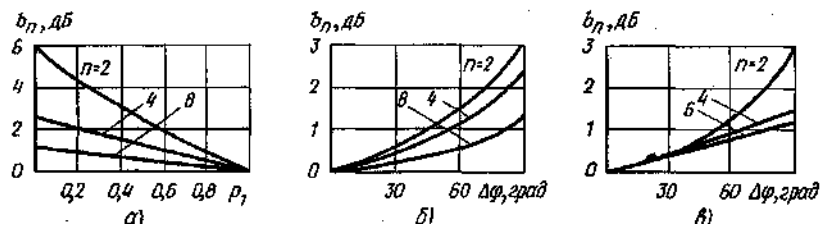


Рисунок 7.6- Зависимости потери мощности сумматора от разбаланса по амплитуде (а) и по фазе (б, в)

На рис. 6,б,в соответственно показаны зависимости b_n от разбаланса складываемых сигналов по фазе для двух случаев: фазы сигналов от всех усилителей, за исключением одного, постоянны и равны номинальным значениям; фазы всех сигналов от всех усилителей равномерно распределены от φ_{min} до φ_{max} .

Анализ показывает, что для получения коэффициента передачи по мощности k_n передатчика со сложением мощностей не ниже 90...95 % необходимо обеспечить разброс мощностей отдельных усилителей в пределах 20...30 % и отличия по фазам складываемых сигналов не более 20...30°. При этом должны обеспечиваться в заданной полосе частот изменения параметров рассеяния (S-параметров) в пределах 20...30 %, а КСВ со стороны каждого из входов должен быть не хуже 1,4...1,5.

Входные приемные устройства БРТР

Общие сведения. Входные приемные устройства обеспечивают необходимое соотношение сигнал-шум стволы БРТР. Минимальный уровень принимаемых сигналов определяется собственными флуктуационными (тепловыми) шумами приемного устройства. На практике при выборе эффективной шумовой температуры исходят, с одной стороны, из условия, что вклад шумов участка Земля-спутник в 5...10 раз меньше шума участка спутник-Земля, а с другой стороны, минимальная эффективная шумовая температура приемной системы ИСЗ не может быть меньше эквивалентной температуры Земли T_3 , поскольку приемные антенны ИСЗ ориентированы в ее сторону.

Шумовая температура, входного приемного устройства БРТР (приведенная ко входу облучателя приемной антенны)

$$T_{\delta} = T_{з} + T_{атм} + bT_{косм} + T_{пр},$$

где $T_{атм}$ — эквивалентная температура шумов атмосферы, для антенн стационарных ИСЗ в диапазоне 1...20 ГГц изменяется в пределах 2...25°; $T_{косм}$ — эквивалентная температура космических шумов — зависит от области неба, в которую направлена антенна, и может быть определена по специальным картам неба; максимальные значения на частоте 1 ГГц не превышают 30° и резко падают с увеличением частоты; b — коэффициент, существенно меньший единицы, определяющий факт приема космических шумов только боковыми лепестками; $T_{пр}$ — шумовая температура приемника БРТР.

Практический вывод относительно выбора T_{δ}

$$T_{\delta} = (5 \dots 10) T_{прЗС},$$

где $T_{прЗС}$ — шумовая температура приемника ЗС, работающего с данными ИСЗ. Входные приемные устройства современных ЗС при использовании малошумящих усилителей различного типа в диапазонах спутниковой связи имеют суммарную шумовую температуру 40...300°. В этих случаях соответственно суммарная шумовая температура T_{δ} может находиться в пределах 400...3000 К.

В табл. 7.2 приведены параметры МШУ, применяемых для БРТР.

Таблица 7.2

Диапазон частот приема, ГГц	Коэффициент шума, дБ	Коэффициент усиления, дБ	Неравномерность коэффициента усиления, дБ
5,9...6,5	1,2...1,4	24,0...30,0	1,0...1,5
14,0...14,5	1,4...2,3	24,0...30,0	1,0...1,5
17,3...18,1	2,0...2,5	24,0...30,0	1,0...1,5

1. Контрольные вопросы

1. Поясните структурную схему БРТР.
2. Какая элементная база используется для построения мощных выходных усилителей БРТР?
3. Каковы методы повышения КПД ЛБВ?
4. Как связаны выходная мощность и КПД ЛБВ с частотой?
5. Дайте характеристику основных параметров ЛБВ.
6. Каковы преимущества твёрдотельных передатчиков БРТР по сравнению с электровакуумными?

7. Поясните зависимость отношений $R_{вх}/R_{нас}$ для ПУМ и ЛБВ.
8. Поясните амплитудно–фазовые характеристики ПУМ и усилителей на ЛБВ.
9. Каковы недостатки передатчиков использующих ПУМ?
10. Какие методы используются для увеличения выходной мощности передатчика БРТР?
11. Поясните структурную схему сложения мощностей чётных усилителей.
12. Чем определяется эффективность работы передатчика построенного по методу суммирования мощностей?
13. Какие факторы влияют на потери при суммировании мощностей?
14. Чем обеспечивается получение значения коэффициента передачи по мощности $K_{п}$ передатчика 90...95%?
15. Поясните назначение входных приёмных устройств БРТР?
16. Дайте характеристику основных параметров маломощных усилителей (МШУ).

2. Дополнительно к содержанию отчёта

Приводится структурная схема передатчика БРТР (сложения мощностей) по заданию преподавателя.

ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА № 8

Получение телеметрической информации с борта микро/наноспутника

Цель работы – получение навыков работы со станцией контроля микро/наноспутников.

Задачи работы – получить телеметрическую информацию с борта микро/наноспутников Beesat и Lapan-TUBSat.

Этапы выполнения работы

Этап 1. Включить ПК, станцию приёма-передачи данных (см. рис. 8.1), контроллер управления антенной (рис. 8.2)



Рисунок 8.1 – Станция приёма-передачи информации



Рисунок 8.2 – Блок управления приёмо-передающей антенной

Этап 2. Для работы со спутником Beesat запустить программу Beesat GUI (рис. 8.3), а для работы со спутником Lapan-TUBSat запустить программу Lapan GUI (рис. 8.4)

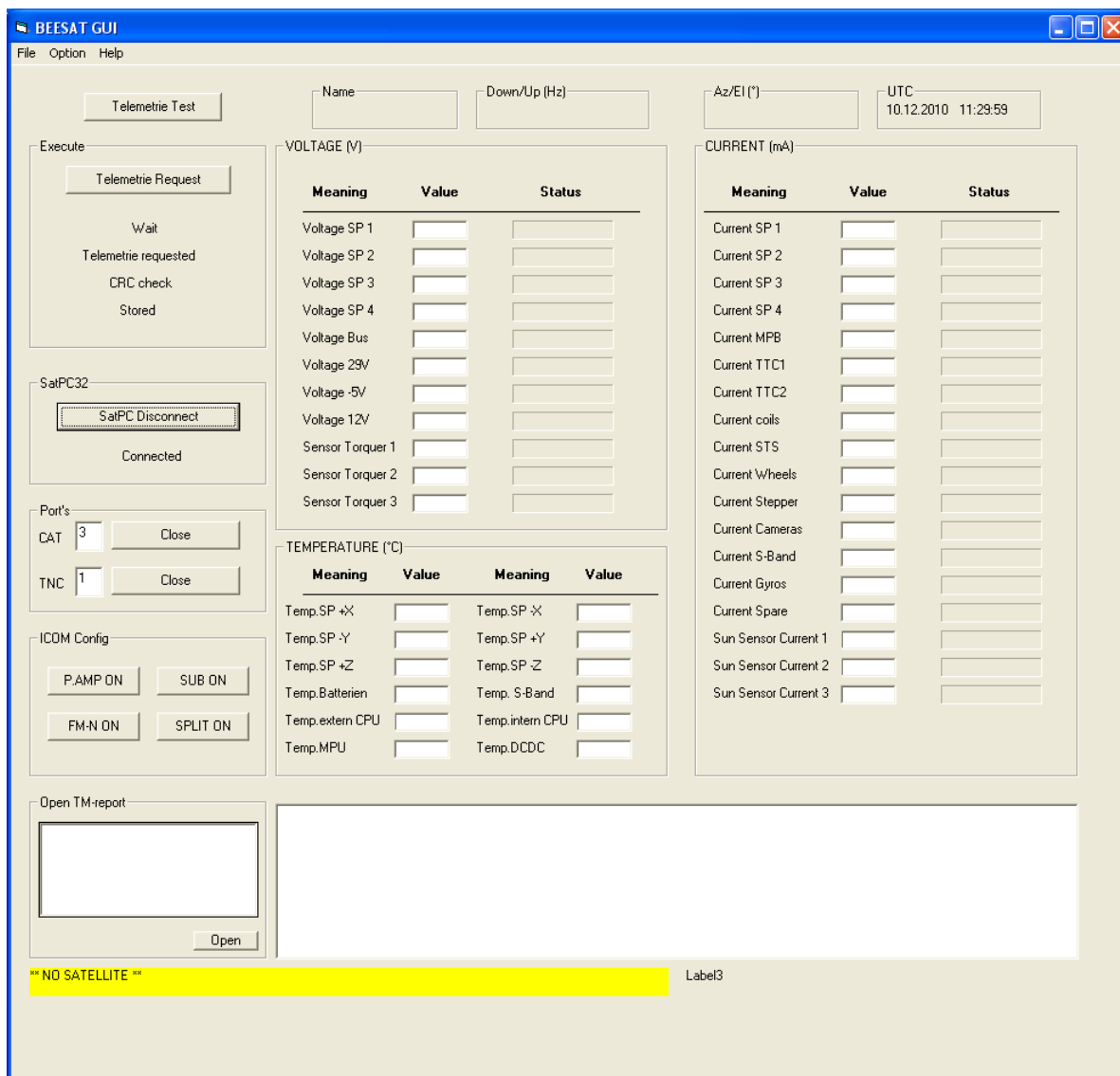


Рисунок 8.3 – Интерфейс программы Veosat GUI

Этап 3. В программе Veosat GUI (Laran GUI) выбрать порты соединения с ПК (по умолчанию для CAT – 3 порт, для TNC – 1 порт) см. рис. 8.3, 8.4.

Этап 4. Запустить программу SatPC-32-лк (см. рис. 8.5). Одновременно с этой программой запускается программа Arswin (см. рис. 8.6)

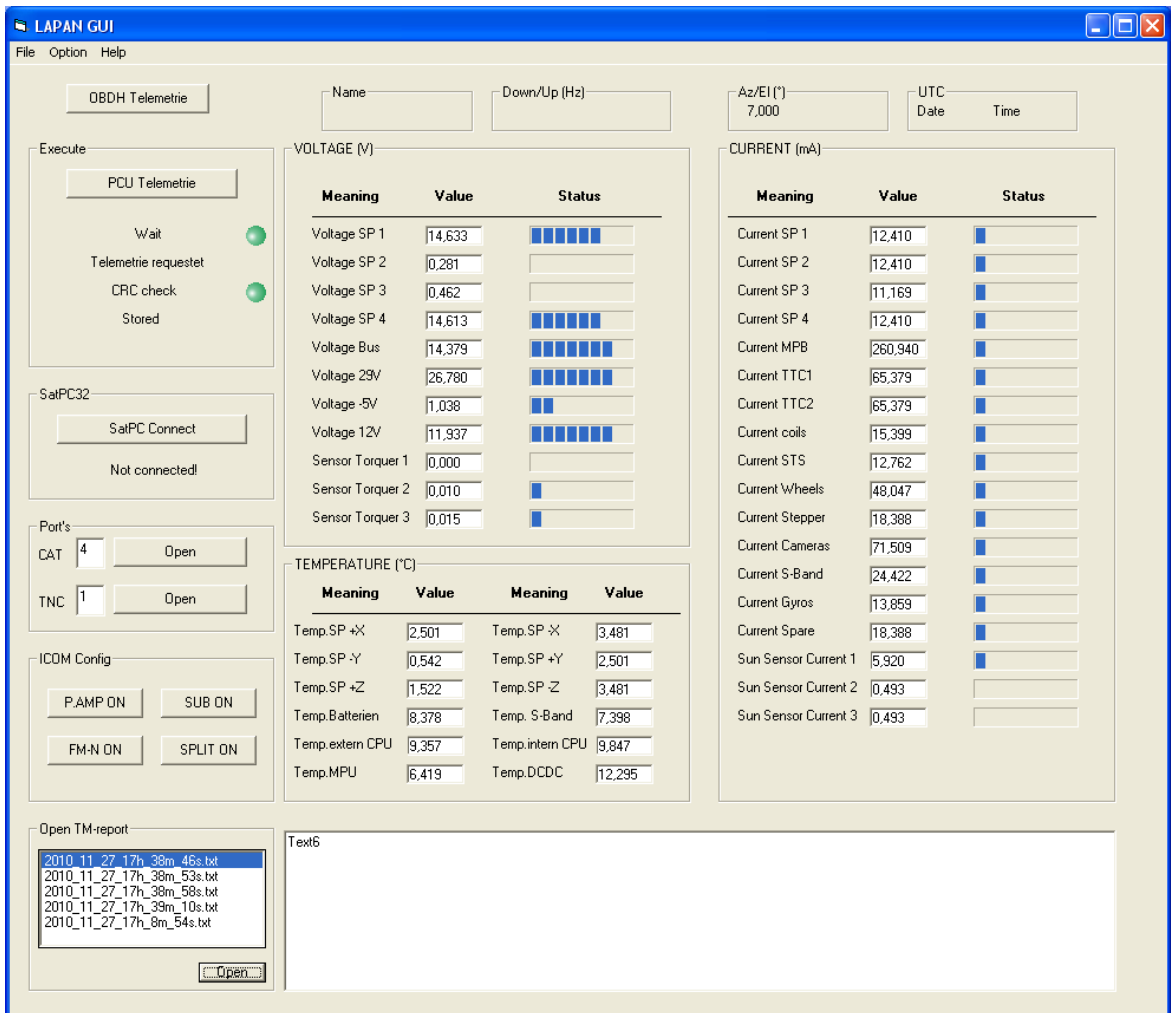


Рисунок 8.4 – Интерфейс программы Lapan GUI

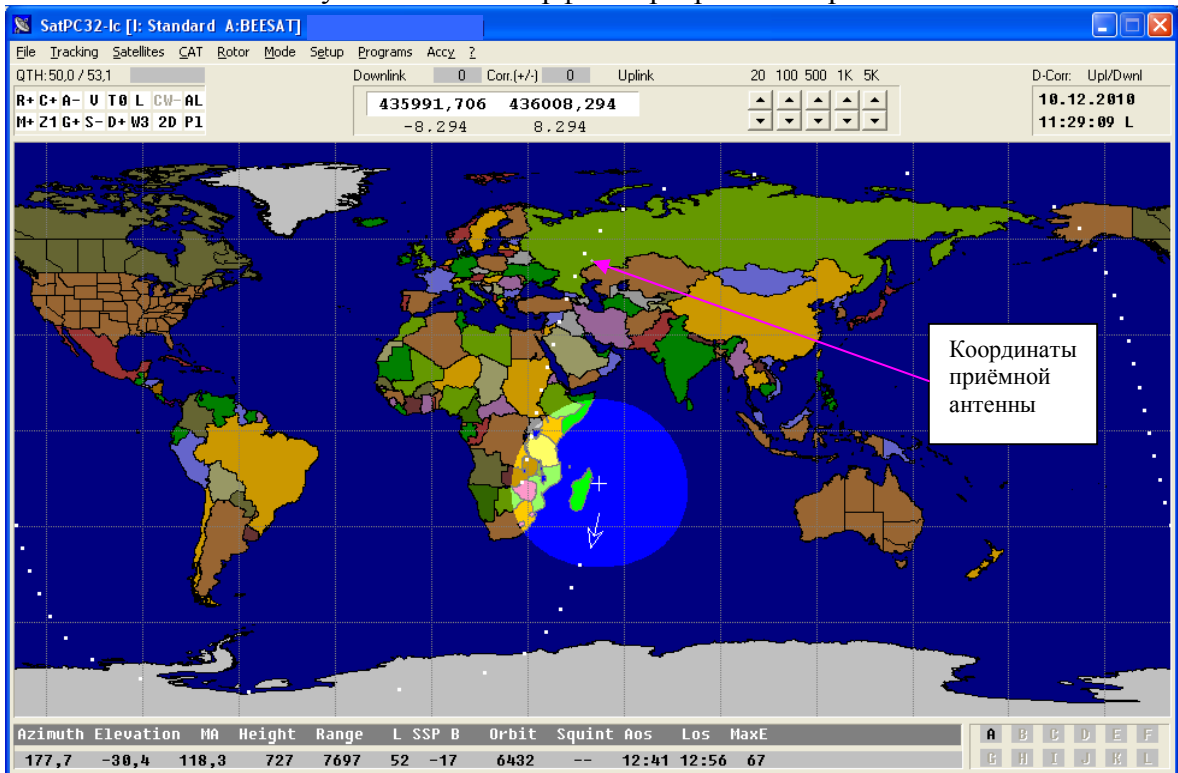


Рисунок 8.5 – Интерфейс программы SatPC-32

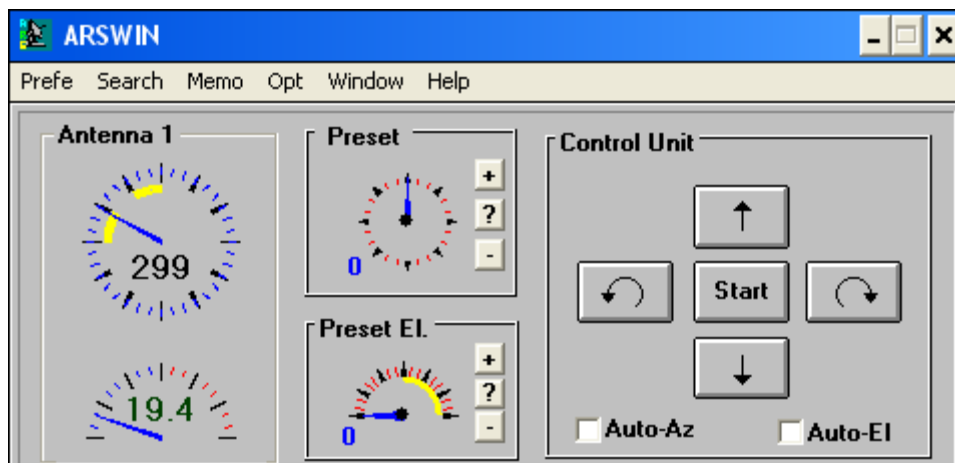


Рисунок 8.6 – Интерфейс программы Arswin

Этап 5. Обновить данные об элементах орбиты интересующих спутников, как показано на рис. 6.7. Данные получаются с сайта <http://www.celestrak.com/NORAD/elements>.

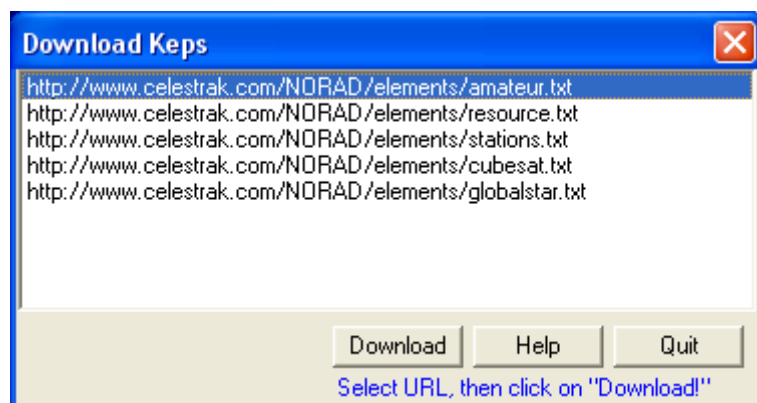
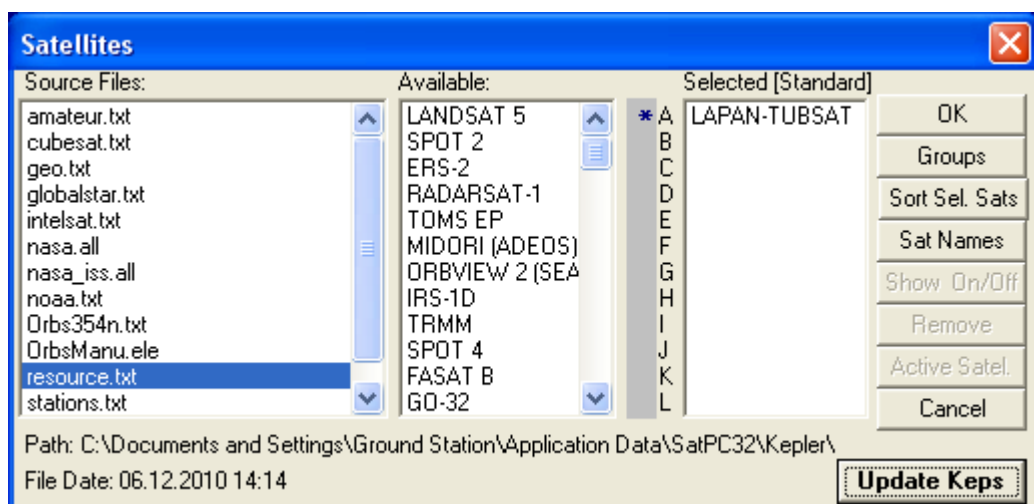


Рисунок 8.7 – Обновление элементов орбит спутников

Этап 6. После входа в зону видимости наземной станции программа SatPC-32 посредством программы Arswin будет автоматически отслеживать перемещение спутника. Для передачи команды на выдачу телеметрии необходимо связать программу BeeSat GUI (Lapan GUI) с программой SatPC-32. Для этого нажимаем кнопку «SatPC Connect» программы BeeSat GUI (Lapan GUI). Для непосредственной отправки команды на борт спутника нажать кнопку «PCU Telemetry».

Результат приёма телеметрии показан на рис. 8.4 и рис. 8.8 (бинарный файл с данными).

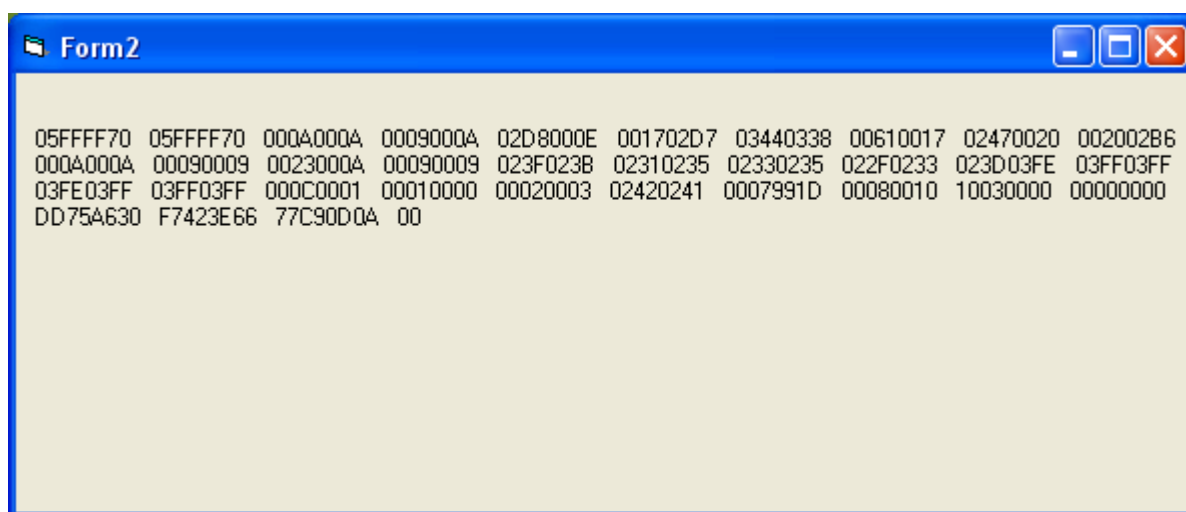


Рисунок 8.8 – Бинарный файл с телеметрией

В отчете должно быть отражены этапы выполнения лабораторной работы и результаты (бинарный файл с телеметрией).

ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА № 9

Расчет системы энергопитания микро/наноспутника

Цель работы – получение навыков выбора элементов системы энергопитания микро/наноспутника.

Задачи – рассчитать ёмкость аккумуляторных батарей микро/наноспутника.

Исходные данные:

Основными модулями микро/наноспутников являются: навигационный приёмник, спутниковый модем GSP1620, трёхосный магнитометр.

В качестве полезной нагрузки используется камера ДЗЗ. Режим работы камеры – камера снимает 20 минут на каждом витке. В тени Земли камера не снимает (находится в режиме ожидания).

Оставшиеся элементы бортовых систем и оставшиеся модули студенты выбирают самостоятельно.

Режимы работы микро/наноспутника

А. Работы с полезной нагрузкой

В. Ожидания

С. Аварийный

Во всех режимах всегда работают по умолчанию:

- Бортовой компьютер;
- Система телеметрии;
- Навигационный приёмник.

Режим А. Режим работы с полезной нагрузкой.

Работают: система ориентации и стабилизации, система телеметрического контроля, спутниковый модем GSP1620, навигационный приёмник и трёхосный магнитометр.

Режим В. Режим ожидания

- 1 Магнитометр работает каждые 10 секунд;
- 2 Спутниковый модем, только при наличии в зоне видимости связных спутников;
- 3 Система ориентации и стабилизации отключена.

Режим С. Аварийный режим

- 1 Магнитометр отключен;
- 2 Спутниковый модем отключен;
- 3 Система ориентации и стабилизации отключена.

Отчет по лабораторной работе должен включать в себя:

- 1 Компонентную схему микро/наноспутника.

- 2 Эффективную площадь солнечных батарей.
- 3 Окончательный состав бортовых систем.
- 4 Таблицу энергопотребления элементов бортовых систем
- 5 Схему соединения солнечных батарей.
- 6 Тип аккумуляторов и способ их зарядки.

При вычислении необходимой ёмкости аккумуляторных батарей учитывать солнечную и теневую сторону орбиты микро/наноспутника.

Список использованных источников

- 1 Global Positioning System. Standard positioning service. Signal specification. 2-nd editions. June 2, 1995.
- 2 <http://microsat.sm.bmstu.ru>
- 3 <http://www.ithaco.com/>
- 4 <http://www.saftbatteries.com/>
- 5 Shuster, M.D. Three-Axis Attitude Determination from Vector Observations [Текст]/ M.D. Shuster, S.D. Oh// Journal of Guidance and Control.-1981.–Vol.4., №1.– pp. 70-77.
- 6 Wahba, G.A Least Squares Estimate of Spacecraft Attitude [Текст]/ G.A. Wahba //SIAM Review. – 1965., Vol.7. – №3. – p. 409.
- 7 Wertz, J.R. Spacecraft Attitude Determination and Control. Dordrecht [Текст]/J.R. Wertz/ – The Netherland, 1978.
- 8 Белоконов, И.В. Методика восстановления ориентации космического аппарата при комплексировании магнитометрических и радионавигационных измерений [Текст]/И.В. Белоконов, А.В. Крамлих// Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва. –2007.–№1 (12).–С.22-30.
- 9 Беляев, М.Ю. Научные эксперименты на космических кораблях и орбитальных станциях [Текст]/ М.Ю. Беляев. – М.: Машиностроение, 1984.-264 с.
- 10 Бранец, В.Н. Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела [Текст]/ В.Н. Бранец, И.П. Шмыглевский.– М.: Наука, 1973.-320 с.
- 11 Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС. Интерфейсный контрольный документ (третья редакция). – М.: КНИЦ ВКС, 1995.
- 12 Гуцин, В.Н. Основы устройства космических аппаратов: учебник для вузов./ В.Н. Гуцин – М.: Машиностроение, 2003. - 272 с.
- 13 Космические летательные аппараты. Введение в космическую технику: учебное пособие/ под общей редакцией А.Н. Петренко. – Днепропетровск: АРТ-ПРЕСС, 2007, – 456 с.
- 14 Крамлих, А.В. Определение ориентации малого спутника, используя приемник радионавигационных сигналов и магнитометр [Текст]/А.В. Крамлих//Современные технологии в задачах управления, автоматизации и обработки информации: труды XIII Международного научно-технического семинара. Ч. III. – Алушта, Украина, 2006. – С. 235.
- 15 Кринецкий, Е.И. Летные испытания ракет и космических аппаратов [Текст]: учебное пособие/Е.И. Кринецкий.–М.: Машиностроение, 1979.

ОГЛАВЛЕНИЕ

ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА №1 Синтез сценариев для тестирования навигационной аппаратуры микро/наноспутника	5
ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА №2 Синтез сценариев для тестирования навигационной аппаратуры микро/наноспутника в режиме закрутки	33
ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА №3 Определение ориентации оси микро/наноспутника по радионавигационным измерениям	35
ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА №4 Определение ориентации микро/наноспутника по радионавигационным и магнитометрическим измерениям	43
ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА №5 Исследование точности определения углов ориентации микро/наноспутника с использованием бесплатформенной инерциальной вертикали	48
ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА № 6 Расчет тепловых процессов микро/наноспутника, находящегося на орбите	65
ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА № 7 Изучение бортовых ретрансляторов спутниковых систем передачи	70
ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА № 8 Получение телеметрической информации с борта микро/наноспутника	82
ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА № 9 Расчет системы энергопитания микро/наноспутника ...	87
Список использованных источников	89