

Министерство Образования Российской Федерации

Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего профессионального образования «Московский авиационный
институт (национальный исследовательский университет)»

На правах рукописи

Д. М. Кружков

**СОВРЕМЕННЫЕ И ПЕРСПЕКТИВНЫЕ ИНТЕГРИРОВАННЫЕ
СИСТЕМЫ ВЫСОКОТОЧНОЙ НАВИГАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ
АППАРАТОВ НА ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ И ВЫСОКИХ
ЭЛЛИПТИЧЕСКИХ ОРБИТАХ НА ОСНОВЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ
ГНСС-ТЕХНОЛОГИЙ**

Специальность: 05.13.01

Системный анализ, управление и обработка информации
(Авиационная и ракетно-космическая техника)

ДИССЕРТАЦИЯ

на соискание ученой степени кандидата технических наук

Научный руководитель: к.т.н., доцент Козорез Д.А.

Д. М. Кружков
01.10.2014

Москва – 2014 год

Оглавление

ВВЕДЕНИЕ	2
1. Глава. Техническая задача исследования. Формализация задачи.	14
1.1. Выводы по Главе 1.	21
2. Глава. Математические модели и алгоритмы, используемые при решении сформулированных выше задач.	22
2.1. Математические модели управляемого движения исследуемых объектов с учетом неконтролируемых факторов.	22
2.1.1. Математическая модель функционирования КА на ГСО.....	22
2.1.2. Математическая модель функционирования КА на ВЭО.....	52
2.1.3. Математическая модель функционирования КА при выведении на ГСО	54
2.2. Математические модели аппаратных средств	63
2.2.1. Модель измерений ГНСС - приемника	63
2.2.2. Аппаратные средства для проведения межспутниковых измерений между КА на ГСО и КА на ГСО или ВЭО	83
2.2.3. Модель измерений оптико-электронных астроприборов КА на ГСО и ВЭО	85
2.2.4. Гироскопический стабилизатор	89
2.2.5. Газореактивные двигатели	90
2.2.6. Стационарный плазменный двигатель.....	91
2.3. Выводы по главе 2	92
3. Глава. Программный имитационный комплекс для моделирования управления и навигации КА на ГСО, ВЭО и при выведении на ГСО с использованием СПД	94
3.1. Общая архитектура ПМО.....	94
3.2. Взаимодействие классов	95
3.3. Выводы по Главе 3	102
4. Глава. Моделирование и анализ результатов	104
4.1. Процесс функционирования интегрированной системы КА на ГСО	104
4.1.1. Исходные данные	104
4.1.2. Анализ результатов	107
4.2. Процесс функционирования интегрированной системы КА при выведении на ГСО	110
4.2.1. Исходные данные	110
4.2.2. Анализ результатов	111
4.3. Процесс функционирования интегрированной системы КА на ВЭО	114
4.3.1. Исходные данные	114
4.3.2. Анализ результатов	118
4.4. Требования к аппаратным средствам интегрированных систем навигации	120
4.5. Выводы по Главе 4	121
Заключение	123
Список источников	129

ВВЕДЕНИЕ

Одной из наиболее актуальных тенденций совершенствования спутниковых систем мониторинга, связи, навигации, телекоммуникаций и телевидения, мультимедиа и ретрансляции на геостационарной и высоких эллиптических орбитах является постоянное повышение требований к точности поддержания расчетных параметров орбит или, иными словами, повышение требований к точности позиционирования центра масс целевого КА по компонентам положения и скорости, а также по параметрам ориентации (углам и угловым скоростям).

Причины такой тенденции связаны со следующими обстоятельствами:

- Рост международных требований к точности позиционирования целевых КА, в первую очередь, на геостационарной орбите;
- Повышение потребительских требований к качеству предоставляемых услуг соответствующими системами мониторинга, связи, вещания, навигации и ретрансляции, что связано, в свою очередь, с постоянно растущей конкуренцией на рынке этих услуг;
- Стремление к автономизации процессов выведения, коррекции орбиты и удержания в рабочей точке целевых КА на ГСО и ВЭО, с целью снижения расходов на содержание наземной инфраструктуры.

Реализация описанной тенденции требует совершенствования алгоритмов выведения, коррекции орбиты и удержания целевых КА с точки зрения обеспечения повышенных требований по точности, а также автономности соответствующих процессов. Представляется очевидным, что такое совершенствование перечисленных выше алгоритмов невозможно, в свою очередь, без повышения точности решения навигационных задач в процессе выведения, коррекции орбиты и удержания целевых КА.

В конечном счете, точность решения навигационной задачи является ключевым моментом, определяющим требования к аппаратному составу и

характеристикам соответствующих бортовых систем. Наиболее доступной для реализации возможностью обеспечить всевозрастающие требования по точности навигации является использование ГНСС технологий. Известно, что при попытках использования таких технологий для решения задач навигации на ГСО и ВЭО возникает целый ряд новых технических проблем, связанных, в первую очередь, с анализом видимости соответствующих навигационных КА, а также с интеграцией данных, поступающих от бортового многоканального ГНСС приемника и других аппаратных средств на борту целевого КА.

Из сказанного следует, что проблема повышения точности автономного решения навигационных задач целевых КА на ГСО и ВЭО является остро актуальной.

Настоящая работа посвящена формированию облика бортовых интегрированных навигационных систем, функционирующих с использованием ГНСС технологий, применительно к рассматриваемым целевым КА на ГСО и ВЭО. Кроме того, рассматривается решение навигационной задачи автономными средствами в процессе выведения полезной нагрузки на ГСО с помощью стационарного плазменного двигателя малой тяги.

В рамках данной работы понятие «облик» включает:

- архитектуру соответствующей системы;
- набор математических моделей, используемых для решения навигационной задачи;
- алгоритмы решения навигационной задачи;
- состав бортовых аппаратных средств и требования к их характеристикам.

В силу сложности обсуждаемых задач с точки зрения математических моделей управляемого движения соответствующих объектов с учетом широкого спектра неконтролируемых факторов различной физической природы (детерминированных, стохастических, неопределенных, нечетких),

а также математических моделей используемых бортовых аппаратных средств, формируемых также с учетом широкого спектра ошибок различной физической природы, в качестве основного инструмента для решения сформулированной выше технической задачи формирования облика бортовых интегрированных систем навигации в данной работе используется имитационное математическое моделирование, для реализации которого создан специальный объектно-ориентированный программный комплекс.

Настоящая работа включает Введение, четыре главы, Заключение, Список цитированной литературы и Приложение.

Первая глава содержит анализ состояния обсуждаемой в работе проблемы с учетом Российского и международного опыта. Целью такого анализа является выявление наиболее актуальных тенденций совершенствования методов и алгоритмов высокоточного решения навигационной задачи применительно к ГСО и ВЭО автономными средствами, а также формулировка наиболее важных технических проблем, обеспечивающих требуемое повышение точности.

В первой главе осуществлена постановка рассматриваемых в работе технических задач, а именно:

- формирование облика (в указанном выше смысле) бортовой интегрированной навигационной системы КА на ГСО;
- формирование облика бортовой интегрированной навигационной системы КА на ВЭО;
- формирование облика бортовой интегрированной навигационной системы при выведении КА на ГСО с помощью СПД;

Как уже было сказано ранее, решение вышеперечисленных задач осуществляется в настоящей работе в соответствии с международными требованиями, предъявляемыми к точности навигации КА в процессе выведения, корректировки и удержания на орбите. Для того, чтобы сформулировать конкретные требования по точности решения

навигационной задачи, перечислим здесь современные условия эксплуатации рассматриваемых космических систем, из которых эти требования вытекают.

- Удержание КА на ГСО в рабочей точке с точностью не менее $0.05..0.1$ градуса, что означает необходимость оценки периода обращения КА с ошибкой не хуже 12 секунд (3 СКО);
- Необходимость поддержания наклона орбиты КА на ГСО с точностью не менее 0.3 градуса (3 СКО);
- Оценка компонент координат КА не хуже 9 м (3СКО) и компонент вектора скорости КА 1 м/с (3СКО) при выведении КА на ГСО с использованием СПД;
- Оценка фактического уровня тяги СПД не хуже 1% от номинала (3 СКО) и углов ее ориентации не хуже 10 угловых минут (3 СКО) при приведении КА в точку стояния на ГСО с использованием СПД;
- Удержание КА на ВЭО в рабочей точке с точностью не менее 0.5 градуса, что означает необходимость оценки периода обращения КА с ошибкой не хуже 60 секунд (3 СКО);
- Точность знания параметров движения КА на ГСО и ВЭО для обнаружения излучения менее 100 метров, что приводит к необходимости оценки компонент координат КА с ошибкой не более 300 метров (3 СКО).

Заметим, что в случае необходимости возникает потребность получать оценки компонент координат и вектора скорости КА с указанной выше точностью несколько раз в течение периода обращения, так как это требуется для реализации процесса коррекции орбиты КА.

Исходя из назначения рассматриваемых типов КА, существует необходимость сохранения пространственной ориентации связанных осей КА относительно орбитальных с точностью на уровне 6 угловых минут (3 СКО).

С учетом того обстоятельства, что потребительские требования к спутниковым системам постоянно ужесточаются, сформулированная техническая задача должна быть решена «с запасом» по точности.

Анализ сформулированных выше требований приводит к выводу, что для обеспечения необходимого уровня достоверности результата с точки зрения необходимой точности решения навигационной задачи на борту КА необходимо учесть полный спектр неконтролируемых факторов, действующих на КА в процессе управляемого движения и оказывающих различное влияние на работу бортовых аппаратных средств. В общем случае весь спектр неконтролируемых факторов, действующих на КА в процессе его функционирования, можно разделить на следующие группы: детерминированные, стохастические, неопределенные и нечеткие. К числу детерминированных факторов следует отнести, в первую очередь, гравитационное влияние Земли, Луны, Солнца и планет. К числу стохастических факторов относят, как правило, составляющую ускорения, вызываемую давлением солнечного света, связанную с ошибками ориентации, а также влияние атмосферы. К числу неопределенных и нечетких факторов можно отнести разброс тяги корректирующей двигательной установки или СПД, а также некоторые компоненты ошибок бортовых аппаратных средств, например, ошибка ГНСС-приемника, вызванная многолучевостью.

Мы будем решать задачу формирования облика интегрированных систем КА как стохастическую. Это означает, что, помимо детерминированных неконтролируемых факторов, которые описываются аналитическими выражениями, для всех остальных, перечисленных выше неконтролируемых факторов, мы построим соответствующие стохастические модели в виде так называемых формирующих фильтров. С учетом сказанного критериями решения поставленной в данной работе задачи будут являться характеристики ошибок навигации, рассматриваемые как случайные величины. Конкретно, критериями точности решения навигационной задачи

являются среднеквадратические отклонения ошибок оценок компонент координат и вектора скорости центра масс КА (либо соответствующих орбитальных элементов), а также ошибок оценок компонент вектора тяги СПД в процессе выведения КА на ГСО.

В итоге, в данной работе при решении задачи используются следующие математические модели детерминированных неконтролируемых факторов:

- нецентрального гравитационного потенциала Земли в виде сферических функций;
- центрального гравитационного поля Луны и Солнца;
- давления солнечного света с учетом функции тени, зависящей от видимой площади диска Солнца;
- сопротивления атмосферы при движении КА на низкой высоте, представляющая собой модель лобового сопротивления среды на основе зависимости плотности воздуха от высоты;
- приливных деформаций в теле Земли, вызванных Солнечно-Лунным притяжением, представляющая собой набор коэффициентов для учета деформации в гравитационном потенциале Земли.
- эволюции ГНСС созвездий, представляющая собой модель интегрирования уравнений движения НКА с учетом природных возмущающих факторов на основе прецизионных исходных данных из бюллетеней RINEX;
- бортовых шкал времени НКА;
- искусственной широкополосной помехи приемной ГНСС-антенне.

В состав аппаратных средств на борту КА, необходимый для решения поставленной навигационной задачи, включены следующие компоненты:

- Многоканальный ГНСС – приемник, включающий, в том числе, набор ГНСС-антенн, пеленгатор искусственных помех.

- Гироскопический трехстепенной стабилизатор в карданном подвесе;
- Оптико-электронные астроприборы, в том числе:
 - Звездный датчик;
 - Датчик Солнца;
 - Земной датчик;
- Газореактивные двигатели системы угловой ориентации и стабилизации;
- Стационарный плазменный двигатель.

Сформированный аппаратный состав определяет соответствующий перечень используемых для решения поставленных задач математических моделей:

- многоканального ГНСС-приемника, включающего встроенный частотный фильтр, процессор слежения за кодом и фазой несущей, встроенный интегратор для прогнозирования эфемерид НКА;
- бортовых часов КА;
- бортового пеленгатора помех;
- бортовых оптико-электронных астроприборов;
- трехстепенного гироскопического стабилизатора в карданном подвесе с моментными датчиками в шарнирах;
- газореактивных двигателей системы угловой ориентации и стабилизации;
- тяги стационарного плазменного двигателя;

Случайные и систематические ошибки в моделях бортовых аппаратных средств моделируются с помощью формирующих фильтров. В данной работе рассматриваются:

- Модель систематической ошибки в бортовых часах КА;
- Модель случайного ухода бортовых часов КА;

- Модель систематических погрешностей астроприборов, вызванных неточностями монтажа их на корпусе КА;
- Модель случайных ошибок оптико-электронных приборов;
- Модель случайных ошибок ГНСС – приемника, включающая ошибки эфемерид НКА, ошибки приемного тракта ГНСС-приемника, ошибки многолучевости;
- Модель систематической ошибки в тяге СПД;
- Модель случайного разброса тяги СПД.

Во всех рассматриваемых случаях при решении поставленных задач интеграция данных осуществляется по сильно связанной схеме.

Во второй главе настоящей диссертации приведена модель управляемого движения КА с учетом неконтролируемых факторов и функционирования бортовых аппаратных средств. При решении задачи были использованы следующие системы координат:

- абсолютная система координат J2000, интерпретируемая как инерциальная;
- орбитальная система координат, связанная с КА, вращение которой осуществляется с угловой скоростью движения КА по орбите;
- связанная с КА система координат, ориентируемая при нулевых углах как орбитальная СК;
- связанная с СПД система координат;
- мгновенная земная система координат, связанная с суточным вращением Земли;
- связанная с приемной ГНСС-антенной сферическая система координат;
- геодезическая сферическая система координат;

Используемые в работе шкалы времени включают: юлианская дата JD, международное атомное время TAI, международное координированное

время UTC, шкала времени ГЛОНАСС UTC (SU), шкала динамического земного времени TT.

Для сохранения связанности изложения материала более подробное описание используемых в настоящей диссертации систем координат, шкал времени и их взаимной связи вынесено в Приложение.

Модель управляемого движения КА представлена в виде системы стохастических дифференциальных уравнений, интегрируемых методом Дормана-Принса⁵ (4) порядка с функцией коррекции шага. Уравнения динамики центра масс КА записываются в абсолютной СК, угловое движение описывается в орбитальных осях КА. В настоящей работе эти уравнения интегрируются отдельно, что сделано в целях сокращения затрачиваемых при моделировании вычислительных ресурсов и упрощения рассматриваемых моделей в различных видах движения.

Модель движения центра масс КА учитывает:

- гравитационное притяжение Земли, составленное на основе разложения по сферическим функциям с использованием 70 коэффициентов C и S из актуальных бюллетеней IERS;
- гравитационное притяжение Луны и Солнца, рассчитанное на основе закона взаимодействия трех тел с использованием координат небесных тел, вычисленных путем Чебышевской аппроксимации эфемерид из каталогов DELE405;
- давление солнечного света на КА с учетом функции тени и учета площади видимого со стороны КА солнечного диска;
- сопротивление атмосферы на основе вычисления скоростного воздушного напора с учетом плотности воздуха, зависящей от высоты полета и рассчитываемой по ГОСТ 25645.115-84;
- приливные возмущения в теле Земли, построенные на основе набора коэффициентов для модифицирования гармоник сферического геопотенциала Земли вследствие Лунного и

Солнечного притяжения, а также атмосферного давления и перемещения океанических масс;

- прецессию, нутацию, суточное вращение Земной оси, движение мгновенных полюсов, рассчитанные в соответствии с рекомендациями IERS.

В модель углового движения КА вокруг центра масс входят:

- гравитационный возмущающий момент центрального поля Земли;
- возмущающий момент, вызванный солнечным давлением;
- стабилизирующий момент гироскопического трехстепенного стабилизатора, формируемый на основе управляющих моментов, действующих на рамки карданного подвеса;
- угловое движение рамок карданного подвеса гироскопического трехстепенного стабилизатора;

Помимо моделирования управляемого движения КА во второй главе описаны следующие математические модели процессов функционирования бортовых аппаратных средств:

- Модель приема сигнала ГНСС-приемником с учетом:
 - диаграмм направленности антенны КА на ГСО или антенн КА на ВЭО;
 - геометрической видимости НКА;
 - ошибок измерений, вызванных многолучевостью и внутренними шумами ГНСС приемника;
 - затухания транслируемого ГНСС-сигнала, построенной путем интерполяции полученных ранее экспериментальных зависимостей;
 - рассогласования часов КА и НКА;
 - «истинных» эфемерид НКА, построенных на основе интерполирования данных из RINEX файлов;

- «истинных», построенных на основе интегрирования движения НКА в АСК с учетом различного спектра неконтролируемых факторов с использованием доступных исходных данных из RINEX файлов;
- опорных эфемерид НКА в СК ПЗ90.02, транслируемых в навигационном кадре, записанных в соответствующих RINEX файлах с учетом «истинных» значений ошибок эфемерид;
- модели фильтрации широкополосной искусственной помехи, функционирующей по принципу отсекаания в случае детектирования помехи пространственной зоны приема сигнала;
- Модель межспутниковых линий измерений и обмена информацией в радио и оптическом диапазонах с учетом:
 - модели взаимной геометрической видимости КА;
 - модели ошибок измеренного значения псевдодальности КА-КА, включающей поправки, вызванные:
 - расхождением бортовых часов;
 - смещением фазовых центров приемной и передающей антенн;
 - задержкой сигнала в приемнике и передатчике;
 - шумовой составляющей погрешности измерений;
- Модели работы оптико-электронных астросредств с учетом:
 - Ошибок, вызванных неточным монтажом астроприборов;
 - Случайных ошибок приборов, моделируемых в виде соответствующих случайных процессов;
 - Координат небесных тел в АСК, вычисленных на основе чебышевской аппроксимации коэффициентов полиномов из каталогов DELE405;

- Модель работы СПД при выведении КА на ГСО с учетом ошибок, вызванных:
 - неточным монтажом двигательной установки;
 - систематическим отклонением модуля тяги от номинала;
 - случайным отклонением модуля тяги от номинала;
 - неточностью отработки заданной угловой ориентации связанных осей КА относительно орбитальных;
 - угловым отклонением вектора тяги относительно двигательной установки СПД;
- Модели системы угловой стабилизации КА с учетом:
 - Случайных ошибок в отработке управляющих моментов, создаваемых двигателями в шарнирах карданного подвеса гироскопического стабилизатора;
- Модели пеленгатора помехи с учетом систематической и случайной ошибок оценок углов детектирования помехи;

В третьей главе приведено описание разработанного программного комплекса для имитационного моделирования процесса функционирования интегрированной автономной навигационной системы целевого КА. Комплекс разработан в соответствии с объектно-ориентированным подходом к созданию программно-математического обеспечения (ПМО). Здесь же приведено описание составных частей двух основных блоков разработанного комплекса, один из которых отвечает за моделирование «внешней среды», второй – за моделирование непосредственно бортовой интегрированной системы навигации. Блоки представлены в виде соответствующих диаграмм классов, для каждого из которых пояснено функциональное назначение.

Четвертая глава посвящена анализу результатов имитационного моделирования с использованием разработанного ПМО. При моделировании исследуются следующие режимы функционирования КА: выведение КА на ГСО с использованием СПД, функционирование КА на ГСО и функционирование КА на ВЭО.

1. ГЛАВА. ТЕХНИЧЕСКАЯ ЗАДАЧА ИССЛЕДОВАНИЯ. ФОРМАЛИЗАЦИЯ ЗАДАЧИ.

Анализ состояния обсуждаемой проблемы совершенствования спутниковых систем мониторинга, связи, телекоммуникаций, ретрансляций и телевидения использующих ГСО и ВЭО показывает, что в России и на Западе активно ведутся работы, направленные на модернизацию этих систем в части повышения автономности функционирования, увеличения срока службы, а также улучшения потребительских характеристик и прочих свойств данных систем.

В настоящее время основными направлениями исследований являются:

- увеличение срока функционирования КА на ГСО до десятков лет [1];
- увеличение массы выводимой на орбиту полезной нагрузки [2];
- повышение точности решения навигационной задачи на борту КА, в том числе, автономными средствами [3,4,5], иными словами повышение точности оцениваемых на борту орбитальных параметров КА или эквивалентных компонент координат и вектора скорости, угловой ориентации связанных осей КА и ориентации солнечных батарей КА.

Как показывает проведенный анализ, необходимым условием длительного срока службы, возможности выведения полезной нагрузки большей массы без замены РН и повышения точности решения навигационной задачи является наличие на борту КА интегрированной системы навигации, способной автономно решать целевую задачу без поддержки наземного комплекса управления (НКУ) [6,7].

В свете сказанного, основной задачей настоящей работы является разработка облика интегрированных систем навигации КА систем мониторинга, связи, телекоммуникаций, ретрансляций и телевидения на ГСО, ВЭО и при выведении на ГСО. При этом, разрабатываемые

интегрированные системы должны отвечать международным требованиям, предъявляемыми к точности навигации КА в процессе выведения, корректировки и удержания на орбите, а именно:

- Удержание КА на ГСО в рабочей точке с точностью не менее 0.05..0.1 градуса, что означает необходимость оценки периода обращения КА с ошибкой не хуже 12 секунд (3 СКО);
- Необходимость поддержания наклона орбиты КА на ГСО с точностью не менее 0.3 градуса (3 СКО);
- Оценка компонент координат КА не хуже 9 м (3СКО) и компонент вектора скорости КА 1 м/с (3СКО) при выведении КА на ГСО с использованием СПД;
- Оценка фактического уровня тяги СПД не хуже 1% от номинала (3 СКО) и углов ее ориентации не хуже 10 угловых минут (3 СКО) при приведении КА в точку стояния на ГСО с использованием СПД;
- Удержание КА на ВЭО в рабочей точке с точностью не менее 0.5 градуса, что означает необходимость оценки периода обращения КА с ошибкой не хуже 60 секунд (3 СКО);
- Точность знания параметров движения КА на ГСО и ВЭО для обнаружения излучения менее 100 метров, что приводит к необходимости оценки компонент координат КА с ошибкой не более 300 метров (3 СКО).

Как было сказано выше, разработка облика интегрированных систем КА на ГСО, ВЭО и при выведении на ГСО включает в себя формирование архитектуры, определение аппаратного состава и требований к нему, алгоритмов функционирования отдельных частей и всей интегрированной системы целиком.

Здесь стоит отметить, что сложность решаемой задачи обуславливает необходимость использования в качестве основного метода исследования

математическое моделирование. Следовательно, для решения поставленной задачи необходимо разработать и реализовать:

- математические модели управляемого возмущенного движения КА на ГСО, ВЭО и при выведении на ГСО с учетом широкого спектра неконтролируемых факторов;
- математические модели измерений аппаратных средств систем навигации;
- математические модели исполнительных устройств систем управления;
- алгоритмы функционирования интегрированных систем навигации;
- специальный инструмент исследований – программно-математическое обеспечение для проведения имитационного моделирования процесса функционирования интегрированных систем навигации КА, использующий перечисленные выше математические модели и алгоритмы;

Кроме того необходимо:

- проведение имитационного моделирования процесса функционирования интегрированных систем навигации КА;
- проведение анализа полученных результатов, а также оценка потенциальных точностных характеристик разработанных интегрированных систем навигации КА на ГСО, ВЭО и при выведении на ГСО;
- формирование требований к аппаратным средствам в составе таких интегрированных систем навигации КА.

Традиционно при удержании КА рабочей точке на высоких орбитах, в частности, ГСО и ВЭО, основным источником навигационной информации для управления являются прецизионные эфемериды, загружаемые на борт

КА со стороны НКУ. Процедура обеспечения КА необходимыми данными требует определенных ресурсных затрат, направленных на выполнение:

- траекторных измерений орбиты КА наземными средствами;
- обработку и анализ результатов траекторных измерений орбиты КА с использованием ЭВМ и численных методов оптимальной фильтрации;
- формирования оптимального управления КА для выведения его на целевую орбиту, для удержания на целевой орбите в рабочей точке с заданной ориентацией;
- формирования эфемеридно-временных поправок (ЭВП) для КА на основе результатов анализа траекторных измерений КА;
- организации и проведения сеансов передачи сформированных ЭВП на КА;

Описанная процедура обеспечения КА становится крайне затруднительной в условиях растущих требований к точности удержания КА в рабочей точке, а также увеличения числа КА в космическом сегменте систем мониторинга, связи, телекоммуникаций, ретрансляций и телевещания. Кроме того, необходимость осуществления периодических сеансов с НКУ лишает КА автономности и, таким образом, препятствует увеличению срока службы большого числа КА на целевой орбите без значительного увеличения затрат на их сопровождение. В связи со сказанным можно заключить, что для повышения длительности интервалов автономности функционирования КА на ГСО и ВЭО, увеличения срока их службы, а также повышения точности удержания в рабочей точке необходимо создание автономной системы навигации, способной удовлетворить поставленные выше требования к такой системе.

При выведении КА на ГСО традиционным способом с помощью разгонного блока на борту используется инерциальная навигационная система, функционирующая в течение всего периода выведения. Надо отметить, что после выведения при старте функционирования КА в рабочей точке она почти бесполезна. В процессе выведения помимо автономного

управления маршевыми двигательными установками и прочими исполнительными устройствами КА также возможны коррекции со стороны НКУ, что требует поддержания связи с ним в течение всего периода выведения. Надо отметить, что актуальное в наше время стремление увеличить вес выводимой полезной нагрузки на орбиту сопряжено с использованием в качестве маршевых двигателей так называемых стационарных плазменных двигателей, являющихся разновидностью электрических реактивных ракетных двигателей с высоким удельным импульсом тяги. Исследования в этом направлении и их прикладное применение показали [2,16], что использование СПД позволяет увеличить вес выводимого КА и снизить количество потребляемого топлива, что также положительно сказывается на сроке эксплуатации КА на целевой орбите. Однако, применение СПД, как показала практика, требует непрерывного сопровождения КА в течение всего периода выведения, который может иметь длительность вплоть до года. Совершенно ясно, что обеспечение автономной навигации и соответствующего управления является обязательным условием для использования СПД при выведении КА на ГСО, что позволит полностью реализовать преимущества последнего перед традиционными средствами. В связи со сказанным можно заключить, что для увеличения срока службы КА на ГСО, увеличения веса выводимой полезной нагрузки, при использовании СПД, необходимо создание автономной системы навигации, способной удовлетворить поставленные выше требования.

Вывод о необходимости создания автономной системы навигации приводит к поиску нетрадиционных для КА на высоких орбитах источников навигационной информации. В последнее время все больший вес приобретает повсеместное внедрение ГНСС-технологий, по причине существенных преимуществ их использования: автономности навигационного решения, получаемого потребителем, высокой точности навигационного решения. Для КА внедрение ГНСС-технологий нашло свое

широкое практическое применение пока что только низких орбитах, где КА с точки зрения качества навигации является таким же потребителем ГНСС информации, как и ЛА в Земной атмосфере. На высоких орбитах ГНСС-приёмники пока что нашли свое применение только в стадиях исследований и лабораторных испытаний. При этом пока полностью не ясна их дальнейшая судьба, но множество работ говорят об этом направлении как о перспективном [1,3,4].

В настоящей работе предлагается для решения поставленных технических задач использовать навигацию по сигналам ГНСС для КА на ГСО, ВЭО и при выведении на ГСО. При этом основной задачей исследования становится изучение возможности успешного использования ГНСС-приемника на борту рассматриваемых КА, а также оценка потенциальных характеристик систем навигации КА на ГСО, ВЭО и при выведении на ГСО, включающих в свой состав ГНСС-приемник. Попутно стоит решить следующие проблемы: воздействие искусственных помех на рассматриваемые типы КА и, в частности, на работу ГНСС-приемника, сложность приема сигналов ГНСС на высоких орбитах, вынуждающая осуществлять прием их с обратной стороны Земли на значительном удалении. С учетом того, что в настоящей работе задача решается путем математического моделирования, все сказанное стоит считать аргументом в пользу наиболее детального рассмотрения реализуемых математических моделей, отвечающих за процессы функционирования ГНСС-приемника в составе интегрированных систем рассматриваемых объектов. Не последним фактором в этом будут являться верификации результатов работы программно-математического обеспечения с экспериментальными данными, доступными в настоящее время благодаря практическому изучению вопросов ГНСС навигации КА на высоких орбитах [8].

Дополнительно стоит рассмотреть задачу, стоящую перед системой угловой ориентации и стабилизации на рассматриваемых типах КА. В состав таких систем традиционно входят гироскопические стабилизаторы в

карданных подвесах, газореактивные сопла, оптико-электронные астроприборы, обеспечивающие высокоточное навигационное решение, включающее оценки углов ориентации связанных осей КА с ошибкой не более 6 угловых минут (3 СКО). Надо отметить, что использование подобных систем не препятствует выполнению поставленным в настоящей работе задачам, так как оптико-электронные приборы работают автономно, а также имеют высокую и при этом растущую в процессе совершенствованию этих аппаратных средств точность навигационных измерений. В связи со сказанным можно заключить, что в настоящей работе достаточным будет использовать существующие подходы к построению системы навигации и управления угловым движением КА, основанной на обработке измерений оптико-электронных астроприборов: датчика Земли, звездном и солнечном датчиках. При этом система навигации и управления КА на ГСО и ВЭО должна обеспечивать сохранение пространственной ориентации КА в связи с их целевым назначением обращенных в сторону центра Земли с точностью не хуже 6 угловых минут (3 СКО). Таким образом, основное внимание будет уделено решению навигационной задачи для центра масс КА на основе использования ГНСС-приемника.

С учетом того, что состав системы навигации рассматриваемых типов КА определен, следует сказать немного о предполагаемой архитектуре данной системы. Существующие подходы к построению навигационных систем показывают, что интегрированные системы навигации имеют преимущество перед несвязанными или слабо связанными архитектурами. Такое преимущество выражается в повышенной точности навигационного решения и высокой помехоустойчивости, что важно в настоящей работе [9]. В этой связи в настоящей работе система навигации построена по сильно связанной схеме интеграции навигационных данных. Согласно такой схеме в вектор оцениваемых величин, помимо соответствующих компонент вектора состояния КА, входят систематические ошибки датчиков навигационных измерений, что позволяет оценивать их в процессе функционирования, тем

самым дополнительно повысить точность навигационного решения. Кроме того, использование интеграции данных – непосредственных измерений навигационных приборов и тщательная настройка алгоритмов оптимальной фильтрации измерений позволяет повысить точность вырабатываемых оценок и устойчивость их выработки, как это показано в Приложении к настоящей диссертации, что также говорит в пользу выбранной архитектуры.

1.1. Выводы по Главе 1.

В настоящей Главе:

1. определены рассматриваемые в настоящей работе КА на ГСО, КА на ВЭО и КА при выведении на ГСО;
2. сформулированы технические задачи по разработке архитектуры, определению состава, реализации моделей и алгоритмов функционирования интегрированных навигационных систем для рассматриваемых объектов;
3. определены технические требования к разрабатываемым интегрированным системам навигации для рассматриваемых типов КА;
4. определены возможные технические решения для разрабатываемых интегрированных систем навигации рассматриваемых типов КА.

2. ГЛАВА. МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ И АЛГОРИТМЫ, ИСПОЛЬЗУЕМЫЕ ПРИ РЕШЕНИИ СФОРМУЛИРОВАННЫХ ВЫШЕ ЗАДАЧ

2.1. Математические модели управляемого движения исследуемых объектов с учетом неконтролируемых факторов

Как уже отмечалось во Введении и первой главе, в настоящей работе рассмотрены следующие объекты:

- КА на ГСО;
- КА на ВЭО;
- КА при выведении на ГСО с использованием СПД;

Ниже будет приведено описание использующихся в настоящей работе моделей динамики перечисленных объектов. Здесь стоит отметить, что модели движения КА будут делиться на соответствующие модели «истинного» движения КА, использующиеся для моделирования реальной динамики КА, и модели опорного движения КА, использующиеся на борту для прогнозирования. Также далее будут приведены составы аппаратных средств, функциональные схемы и алгоритмы функционирования интегрированных систем навигации рассматриваемых объектов.

2.1.1. Математическая модель функционирования КА на ГСО

В настоящей работе математическая модель «истинного» и опорного движения КА на ГСО представляет собой набор соотношений – однородных дифференциальных уравнений (ОДУ), записанных в соответствии с законами Ньютоновской механики. Выбор модели движения КА в виде ОДУ обусловлен легкой ее масштабируемостью [10] при возникновении необходимости более детального рассмотрения того или иного процесса в эволюции изучаемого объекта.

Получение решения системы ОДУ в настоящей работе основано на численном интегрировании методом Дормана-Принса 5 (4) го порядка с функцией коррекции шага по результатам вычисления полученной точности

решения уравнений. Выбор в пользу данного численного метода обусловлен его относительно высокой точностью при низкой вычислительной емкости, что было неоднократно продемонстрировано в ходе исследований движения КА [10].

Рассмотрим более подробно ОДУ, описывающие динамику управляемого движения КА на ГСО с учетом воздействия широкого спектра неконтролируемых факторов. В состав интегрируемых уравнений должны быть включены зависимости, реализующие закон управления КА и включающие соотношения для вычисления действующих сил и моментов, обеспечивающих угловую стабилизацию при движении КА на ГСО и ВЭО, а также управление движением центра масс при выведении.

2.1.1.1. Математическая модель возмущенного движения КА на ГСО

Дифференциальные уравнения движения КА на ГСО содержат соотношения для расчета движения его центра масс, а также соотношения для моделирования его углового движения. Обе группы соотношений составлены с учетом широкого спектра неконтролируемых факторов.

Количество уравнений, описывающее полностью динамику КА как абсолютно-твердого тела, должно содержать двенадцать дифференциальных уравнений – по одному на описание эволюции изменения каждого параметра КА. Здесь стоит отметить, что в разрабатываемой автором модели движения КА используются отдельные математические модели движения центра масс КА и углового движения вокруг центра масс в абсолютной СК (см. Приложение) [11] и нормальной скоростной СК (орбитальной) соответственно [12]. С учетом сказанного, первый фазовый вектор системы дифференциальных уравнений «истинного» движения центра масс КА содержит компоненты радиус вектора и вектора скорости КА в абсолютной СК:

$$X_1 = (x, y, z, V_x, V_y, V_z)^T \quad (1)$$

Здесь и далее символ T означает транспонирование.

Второй фазовый вектор системы уравнений «истинного» углового движения вокруг центра масс КА содержит параметры углового движения в ОСК.

$$\mathbf{X}_2 = (\varphi, \theta, \psi, p, q, r)^T \quad (2)$$

Математическая модель ОДУ движения КА на ГСО учитывает влияние следующих существенных неконтролируемых факторов:

- силы, вызванные гравитационным влиянием Земли с учетом несферичности потенциала;
- силы, вызванные гравитационным влиянием Луны и Солнца;
- давление светового излучения без учета тени Земли;
- возмущения, обусловленные приливными деформациями Земли;

Описание моделей неконтролируемых факторов будет дано в разделе ниже. В общем виде ОДУ движения КА представляют собой следующие соотношения:

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{X}}_1 &= F_1(\mathbf{X}_1) \\ \dot{\mathbf{X}}_2 &= F_2(\mathbf{X}_2), \end{aligned} \quad (3)$$

где $F_1(\mathbf{X}_1)$ и $F_2(\mathbf{X}_2)$ - функции правых частей, включающие соотношения для расчета сил возмущающих природных факторов. При этом правые части уравнений возмущенного движения центра масс КА имеют вид:

$$\ddot{q} + \frac{\mu q}{r^3} = \sum_{j=0}^k \Delta g_{jq}, \quad q = \{ x, y, z \}, \quad (4)$$

где Δg_{jq} - проекция j -го возмущающего ускорения на координатное направление q . Вид ОДУ $\ddot{q} + \frac{\mu q}{r^3} = \sum_{j=0}^k \Delta g_{jq}, \quad q = \{ x, y, z \},$ (4)

для проведения численного интегрирования приводится к форме Коши.

Вид и составляющие сил ОДУ углового движения КА будут приведены в следующих разделах вместе с уравнениями углового движения КА, так как они связаны в одной системе. Соотношения для вычисления возмущающих ускорений будут приведены в разделе ниже.

2.1.1.2. Математические модели возмущающих факторов, действующих на центр масс КА на ГСО, ВЭО и при выведении КА на ГСО

В данном разделе будут приведены общие для всех рассматриваемых объектов математические модели возмущающих факторов, действующие на центр масс КА.

Гравитационное влияние Земли на движение центра масс КА с учетом несферичности потенциала для КА на ГСО, ВЭО и при выведении на ГСО

В практике моделирования ускорения, вызванного притяжением Земли, используются два традиционных подхода: разложение гравитационного потенциала в ряд по сферическим функциям и разложение потенциала по гравитирующим массам (т.н. системе точечных масс) [10]. Стоит отметить, что первый подход имеет преимущество универсальности, так как позволяет учитывать произвольное число гармоник и в принципе настраиваться на любой из существующих стандартов ГПЗ (GEM-T3, GM-IV и т.п.), тогда как представление потенциала системой точечных масс основано на совершенно конкретном стандарте ГПЗ и требует при вычислении обязательного учета всего массива параметров масс (в случае сферических функций параметры входят аддитивно, увеличивая точность представления).

Отметим, что в данной работе не стоит цели оценить эффективность той или иной модели гравитационного потенциала, а лишь остановиться на такой модели, в достоверности которой нет сомнений, при этом ее универсальность должна позволять использовать эту модель далее без каких-либо ограничений. В этой связи, в качестве основной автором была использована модель гравитационного потенциала на основе вычисления сферических функций. В пользу такого подхода говорят:

- Возможность настроить модель под любую точность;
- Возможность настроить модель под различную производительность;

- Возможность использовать стандартный интерфейс обработки гармоник различных моделей геопотенциала Земли;
- Возможность использовать стандарты в этой области [13], и применять в вычислениях достоверные данные из поставляемых бюллетеней, включающих, в том числе, помимо параметров Земного эллипсоида, набор тессериальных и зональных гармоник.

Соотношения для вычисления ускорения, вызываемого притяжением Земли, реализованные в программно-математическом обеспечении, выглядят следующим образом:

$$\begin{pmatrix} g_r & g_\varphi & g_\lambda \end{pmatrix}^T = -\frac{\mu}{r^2} \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \end{pmatrix}^T + \begin{pmatrix} \Delta g_r & \Delta g_\varphi & \Delta g_\lambda \end{pmatrix}^T \quad (5)$$

Где

λ , φ и r – долгота, широта и радиус КА относительно центра Земли соответственно, μ - гравитационная постоянная Земли. Компоненты ускорения, вызванные возмущениями в гравитационном поле Земли, вычисляются следующим образом:

$$\begin{cases} \Delta g_r = -\frac{\mu}{a_e r} \sum_{n=2}^{\infty} (n+1) \left(\frac{a_e}{r}\right)^{n+1} \sum_{m=0}^n \bar{P}_{nm}(\sin \varphi) (\bar{C}_{nm} \cos m\lambda + \bar{S}_{nm} \sin m\lambda), \\ \Delta g_\varphi = \frac{\mu}{a_e r} \sum_{n=2}^{\infty} \left(\frac{a_e}{r}\right)^{n+1} \sum_{m=0}^n \bar{P}'_{nm}(\sin \varphi) \cos \varphi (\bar{C}_{nm} \cos m\lambda + \bar{S}_{nm} \sin m\lambda), \\ \Delta g_\lambda = \frac{\mu}{a_e r} \sum_{n=2}^{\infty} \left(\frac{a_e}{r}\right)^{n+1} \sum_{m=0}^n m \frac{\bar{P}_{nm}(\sin \varphi)}{\cos \varphi} (-\bar{C}_{nm} \sin m\lambda + \bar{S}_{nm} \cos m\lambda). \end{cases} \quad (6)$$

где

a_e - большая полуось земного эллипсоида [15];

\bar{C}_{nm} , \bar{S}_{nm} - численные коэффициенты модели, характеризующие форму

ГПЗ, как уже было сказано, считываются из бюллетеней IERS.

Полиномы Лежандра \bar{P}_{nm} и их производные \bar{P}'_{nm} вычисляются согласно следующим соотношениям:

$$\bar{P}_{nm}(\sin \varphi) = \begin{cases} 0, & n < m \\ 1, & n = m = 0 \\ \bar{P}_{n-1, m-1}(\sin \varphi) \cos \varphi \sqrt{\frac{2n+1}{2n} \frac{1}{\delta_{m-1}}}, & n = m \neq 0 \\ \bar{P}_{n-1, m}(\sin \varphi) \sin \varphi \sqrt{\frac{4n^2-1}{n^2-m^2}} - \bar{P}_{n-2, m}(\sin \varphi) \times \\ \times \sqrt{\frac{[(n-1)^2-m^2](2n+1)}{(n^2-m^2)(2n-3)}}, & n > m \end{cases} \quad (7)$$

$$\begin{aligned} \bar{P}'_{nm}(\sin \varphi) &= - \left[m \operatorname{tg} \varphi \bar{P}_{nm}(\sin \varphi) - \sqrt{\delta_m (n-m)(n+m+1)} \bar{P}_{n, m+1}(\sin \varphi) \right] \\ \delta_m &= \begin{cases} 1/2, & m = 0 \\ 1, & m \neq 0 \end{cases} \end{aligned} \quad (8)$$

Заметим, что результатом вычисления соотношения

$$\begin{pmatrix} g_r & g_\varphi & g_\lambda \end{pmatrix}^T = -\frac{\mu}{r^2} (1 \ 0 \ 0)^T + (\Delta g_r \ \Delta g_\varphi \ \Delta g_\lambda)^T \quad (5)$$

будет являться вектор гравитационного ускорения Земли, действующего на КА, в Земной связанной сферической СК. Для использования его в ПМО, прежде всего, осуществляется пересчет этого вектора в Земную связанную декартову систему координат:

$$\begin{pmatrix} \Delta g_x \\ \Delta g_y \\ \Delta g_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{x}{r} & -\frac{xz}{rr_0} & -\frac{y}{r_0} \\ \frac{y}{r} & -\frac{yz}{rr_0} & \frac{x}{r_0} \\ \frac{z}{r} & \frac{r_0}{r} & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \Delta g_r \\ \Delta g_\varphi \\ \Delta g_\lambda \end{pmatrix}, \quad (9)$$

где $r_0 = \sqrt{x^2 + y^2}$, $r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}$.

Необходимо отметить, что вычисление гравитационного потенциала производится в ЗССК. В этой связи необходимо описать переход от ЗССК к АСК J2000, в которой проводится имитационное моделирование. Такой переход подробно описан в приложении в разделе с перечнем используемых в данной работе систем координат.

В настоящей работе при моделировании геопотенциала Земли используется набор всех доступных 70 коэффициентов C,S стандарта JGM-3. Выбор стандарта обусловлен рекомендацией IERS [11].

Использование рекомендуемых общеизвестными организациями моделей и данных позволяет утверждать о достоверности моделируемого геопотенциала в данной работе.

Силы, вызванные гравитационным влиянием Луны и Солнца на центр масс КА при движении на ГСО, ВЭО и при выведении на ГСО

Порядок воздействия гравитационных полей Солнца и Луны при движении КА на высоких орбитах сравним по величине, например, с эффектом светового давления и возмущением в геопотенциале Земли. В этой связи достаточно ограничиться рассмотрением моделей воздействия центральных гравитационных полей Луны и Солнца, то есть моделированием их геопотенциала в виде одной материальной точки без разложения геопотенциала в ряд. В таком случае модель вычисления компонент возмущающего ускорения, вызванного гравитационным влиянием Луны и Солнца, приобретает тривиальный вид, основанный на модели движения нескольких взаимно притягивающихся точечных масс и не представляет трудностей при реализации, если известны геоцентрические координаты Луны и Солнца [14, 15]:

$$\begin{aligned}
 g_{S,M}^x &= G\mu_s \left(\frac{x_S - x}{\rho_{S,sc}^3} - \frac{x_S}{\rho_S^3} \right) + G\mu_R \left(\frac{x_M - x}{\rho_{M,sc}^3} - \frac{x_M}{\rho_M^3} \right) \\
 g_{S,M}^y &= G\mu_s \left(\frac{y_S - y}{\rho_{S,sc}^3} - \frac{y_S}{\rho_S^3} \right) + G\mu_R \left(\frac{y_M - y}{\rho_{M,sc}^3} - \frac{y_M}{\rho_M^3} \right), \\
 g_{S,M}^z &= G\mu_s \left(\frac{z_S - z}{\rho_{S,sc}^3} - \frac{z_S}{\rho_S^3} \right) + G\mu_R \left(\frac{z_M - z}{\rho_{M,sc}^3} - \frac{z_M}{\rho_M^3} \right)
 \end{aligned} \tag{10}$$

где

(x_S, y_S, z_S) - геоцентрические координаты центра масс Солнца,

(x_M, y_M, z_M) - геоцентрические координаты центра масс Луны,

ρ_S, ρ_M - геоцентрические радиус векторы Солнца и Луны соответственно,

$\rho_{S,sc}, \rho_{M,sc}$ - радиус векторы Солнце-КА, Луна-КА соответственно.

$G\mu_R$ и $G\mu_s$ - гравитационные постоянные Луны и Солнца соответственно.

Отметим, что среди известных способов вычисления координат небесных тел, обладающих приемлемой для корректного моделирования точностью, а также высокой производительностью, выделяются методы на основе представления координат небесных тел в виде аппроксимации полиномами Чебышева определенной степени на заданном интервале [10]. В этой связи ввиду практической простоты реализации, а также достаточной для моделирования «истинного» движения КА точности автором был выбран писанный выше способ расчета координат небесных тел на основе специализированных каталогов типа DELE405. Выбор в пользу этого каталога был обусловлен их достаточной точностью, отсутствием лишней информации, затрудняющей чтение и обработку, по сравнению с более новыми каталогами, а также универсальным форматом, для которого разработанный алгоритм позволит переключаться на прочие каталоги DELE.

Для ясности кратко остановимся на существовании метода полиномиального разложения Чебышева, используемого для представления каждой из координат небесного тела:

$$x(t) \approx \tilde{x}(t) = \sum_{j=1}^n C_j T_j(t) - C_0/2 \quad (11)$$

где

$x(t), \tilde{x}(t)$ - определяемая координата и ее приближение полиномами Чебышева,

t - аргумент (в нашем случае это время эксперимента в JD),

\bar{t} - нормированное значение аргумента на интервале представления $[a...b]$:

$$\bar{t} = \frac{t - \frac{a+b}{2}}{\frac{b-a}{2}} \quad (12)$$

C_j - известные коэффициенты полиномиального разложения, импортируемые из каталогов,

n - степень разложения,

$T_j(\bar{t}) = \cos(j \times \arccos(\bar{t}))$ - полиномы Чебышева, вычисляемые рекурсивно:

$$T_0(\bar{t}) = 1, \quad T_1(\bar{t}) = \bar{t}, \quad T_{n+1}(\bar{t}) = 2\bar{t} \cdot T_n(\bar{t}) - T_{n-1}(\bar{t}), \quad n \geq 1 \quad (13)$$

Таким образом, знание коэффициентов полиномов C_i , $i=0, \dots, n$ и степени n разложения на интересующем интервале времени дает возможность рассчитать эфемериды Солнца и Луны. Отметим, что использование Чебышевской аппроксимации в обязательном порядке предполагает отсутствие периодичности функции на интервале представления (~1 месяц для Луны, ~1 год для Солнца), однако, оптимальные, в смысле совокупного критерия точности представления и затрат вычислительных ресурсов на реализацию, интервалы представления [10] существенно меньше (4 дня для Луны, 16 дней для Солнца). В таком виде они и записаны в используемых бюллетенях DELE405.

Описанный в данном разделе способ вычисления эфемерид Солнца используется также при расчете компонент координат Солнца в АСК в повествуемых далее моделях возмущающих сил и моментов в движении центра масс КА и управляемого углового движения КА, вызванных давлением солнечного света.

Модель давления солнечного света на центр масс КА на ГСО, ВЭО и при выведении КА на ГСО

В самом общем случае модель давления солнечного света представляется как модель сопротивления среды, а именно: сопротивление движению тела в нашем случае оказывает солнечный ветер [12].

Поэтому, пользуясь общепринятой моделью лобового светового сопротивления можно рассчитать ускорение, сообщаемое КА силой солнечного давления [12]:

$$R_{SR} = C_R \frac{S_R}{M} q_R \frac{A^2}{\Delta_I^2}, \quad (14)$$

где

C_R - коэффициент отражения поверхности спутника;

S_R - площадь поперечного сечения спутника,

M - масса КА,

$q_R = 4.56 \cdot 10^{-6}$ Н/м² - световое давление в районе орбиты Земли;

$A = 1.4959787061 \cdot 10^{11}$ м - расстояние от Земли до Солнца;

Δ_I - расстояние от спутника до Солнца.

Используя выше приведенное соотношение, с учетом того, что, как правило, характеристики КА C_R и S_R известны с высокой точностью, посчитать ускорение, сообщаемое КА давлением солнечного света, не составляет особого труда. Для этого, помимо соотношения ($R_{SR} = C_R \frac{S_R}{M} q_R \frac{A^2}{\Delta_I^2}$)

(14)) нужно выполнить еще два действия:

1. Учесть видимую со стороны КА часть солнечного диска для пересчета номинального значения q_R ;
2. Учесть угол падения солнечных лучей на отражающую поверхность КА для вычисления нормальной проекции силы солнечного давления на корпус КА.

Для выполнения пунктов 1, 2 необходимо, прежде всего, знать положение КА и Солнца в одной СК. Положение КА $X_{КА}$ известно как

результат решения дифференциальных уравнений «истинного» движения. Положение Солнца X_S известно из специальных источников (более подробно механизм вычислений описан в разделе выше). Угол падения Θ на основе известных $X_{КА}$ и X_S вычисляется с помощью следующего скалярного произведения:

$$\Theta = \arccos((X_S - X_{КА}) \cdot (-X_{КА})) \quad (15)$$

Учет видимой части диска Солнца требуется для масштабирования силы сопротивления при рассмотрении движения таких объектов, как КА на ВЭО и при выведении КА на ГСО.

В настоящей работе автором принято допущение, что со всей площади солнечного диска исходит поток излучения одинаковой удельной мощности. Это означает, что коэффициент масштабирования для соотношения ($\Theta = \arccos((X_S - X_{КА}) \cdot (-X_{КА}))$) (15) можно вычислить следующим образом:

$$k_S = S_{vis}/S \quad (16)$$

где

S_{vis} – видимая со стороны КА площадь солнечного диска,

S – общая площадь солнечного диска.

Расчет видимой со стороны КА площади солнечного диска производится в рамках следующих ситуаций:

1. Солнце полностью закрыто Землей (углы Θ_1, Θ_2 меньше угла раскрытия конуса α_E , создаваемого Землей со стороны КА);
2. Солнце частично выступает из-за Земли (Θ_1 или Θ_2 меньше угла раскрытия α_E , создаваемого Землей со стороны КА);
3. Солнце свободно освещает КА (Θ_1 и Θ_2 больше угла раскрытия α_E , создаваемого Землей со стороны КА);

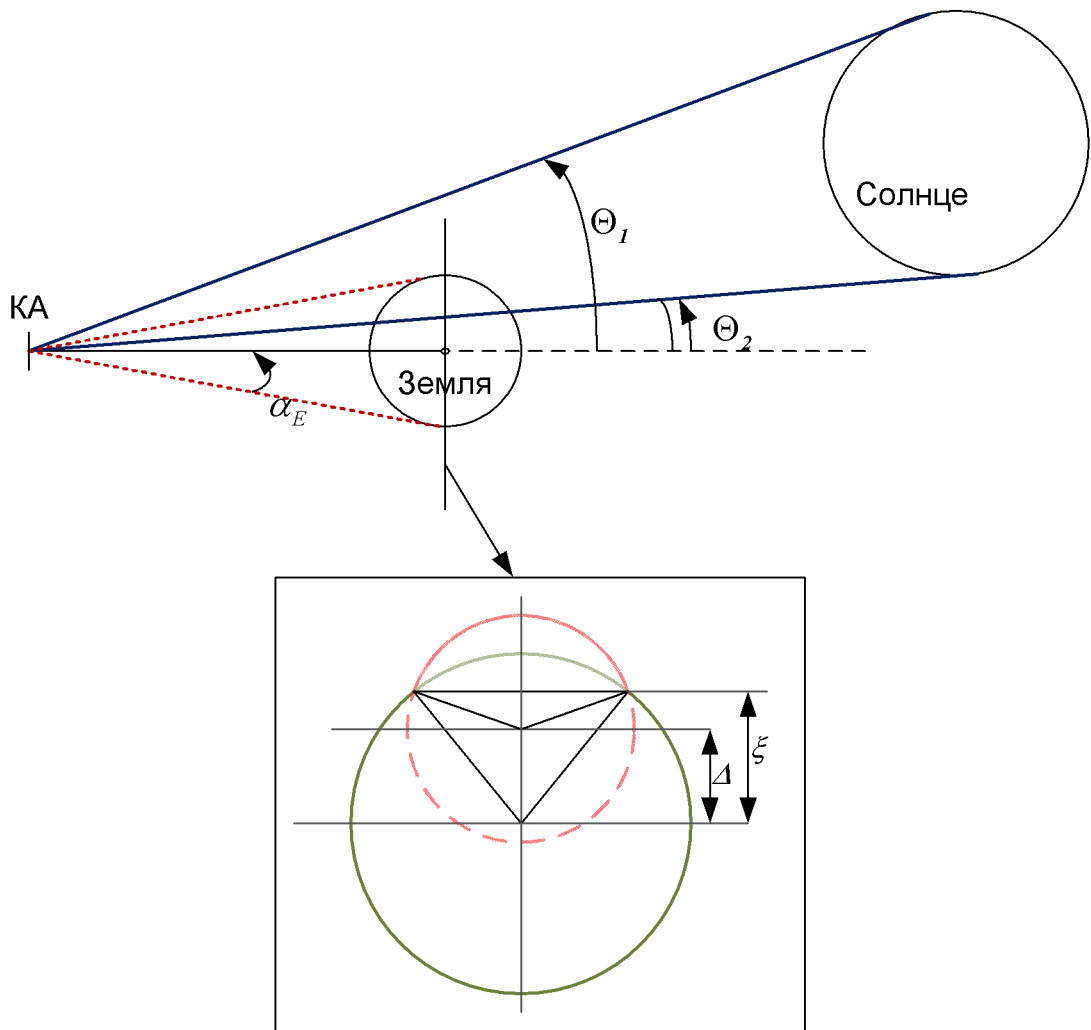


Рисунок 1.

В первом и третьем случае коэффициент k_S принимает значения 0 и 1 соответственно.

Во втором случае соотношение, используемое для вычисления коэффициента k_S , записывается в виде:

$$k_S = \frac{S_Q^{sect} - S_Q^{tr} - S_i^{sect} + S_i^{tr}}{\pi R_Q'^2} \quad (17)$$

где

$$R'_S = \frac{-\mathbf{X}_{КА} \cos \eta}{(\mathbf{X}_S - \mathbf{X}_{КА})} R_S - \text{радиус видимого Солнца;}$$

$$S_Q^{sect} = R_Q'^2 \cdot \arccos \left(\frac{\xi - \Delta}{R'_S} \right) - \text{площадь сектора видимого Солнца;}$$

$S_{\odot}^{tr} = (\xi - \Delta) \sqrt{R_S'^2 - (\xi - \Delta)^2}$ - площадь треугольника, вписанного в сектор видимого Солнца;

$S_{\oplus}^{sect} = R_E^2 \cdot \arccos\left(\frac{\xi}{R_E}\right)$ - площадь сектора Земли, затеняющего Солнце;

$S_{\oplus}^{tr} = \xi \sqrt{R_E^2 - \xi^2}$ - площадь треугольника, вписанного в сектор Земли, затеняющего Солнце;

$\Delta = |\mathbf{X}_{KA}| \cdot \operatorname{tg}(\eta)$ - расстояние между центром Земли и центром видимого диска Солнца;

$$\xi = \frac{R_E^2 - R_S'^2 + \Delta^2}{2\Delta};$$

η - угол между направлением на Солнце и на Землю;

Итоговое соотношение для расчета вектора ускорения, сообщаемого КА силой светового давления выглядит следующим образом:

$$\mathbf{R}_{SR} = k_S \cdot C_R \frac{S_R}{M} q_R \frac{A^2}{\Delta_I^2} \cdot \arccos((\mathbf{X}_S - \mathbf{X}_{KA}) \cdot (-\mathbf{X}_{KA})) \cdot [\mathbf{X}_{KA} - \mathbf{X}_S]^O \quad (18)$$

где

$[\mathbf{X}_{KA} - \mathbf{X}_S]^O$ - орт направления солнечных лучей со стороны КА.

Возмущения геопотенциала, вызванные приливными деформациями Земли, действующие на КА на ГСО, ВЭО и при выведении КА на ГСО

Как уже отмечалось выше, при решении задачи высокоточного моделирования «истинного» движения КА необходимо учитывать возмущения, обусловленные приливными деформациями Земли. Упомянутые возмущения определяются деформацией гравитационного поля Земли, вызванные влиянием следующих физических факторов:

- приливов в твердом теле Земли, возникающих в теле планеты под действием притяжения Луны и Солнца;
- полярного прилива, возникающего вследствие мгновенного смещения полюса планеты (мгновенной оси вращения Земли);

- динамических эффектов, возникающих под воздействием океанических приливов.

Отметим, что по причине использования в данной работе данных IERS при расчете геопотенциала Земли для общей корректности в данной модели приливных возмущений также были реализованы алгоритмы учета этих геофизических факторов, рекомендованные IERS.

Вкратце отметим следующее:

1. Приливные деформации в твердом теле Земли вызывают изменение в структуре точечных масс Земли. В результате изменяется ее геопотенциал. В итоге, меняются коэффициенты гармоник сферического разложения потенциала в ряд. Эти коэффициенты корректируются с использованием алгоритма учета приливов в твердом теле Земли.

n\m	0	1	2	3	4	5	6	7
2	C_{20}	C_{21}, S_{21}	C_{22}, S_{22}					
3	C_{30}	C_{31}, S_{31}	C_{32}, S_{32}	C_{33}, S_{33}				
4	C_{40}	C_{41}, S_{41}	C_{42}, S_{42}	C_{43}, S_{43}	C_{44}, S_{44}			
5	C_{50}	C_{51}, S_{51}	C_{52}, S_{52}	C_{53}, S_{53}	C_{54}, S_{54}	C_{55}, S_{55}		
6	C_{60}	C_{61}, S_{61}	C_{62}, S_{62}	C_{63}, S_{63}	C_{64}, S_{64}	C_{65}, S_{65}	C_{66}, S_{66}	
7	C_{70}	C_{71}, S_{71}	C_{72}, S_{72}	C_{73}, S_{73}	C_{74}, S_{74}	C_{75}, S_{75}	C_{76}, S_{76}	C_{77}, S_{77}
...

2. Сдвиги оси вращения Земли, вызванные, в том числе смещением мгновенных полюсов, приводят к изменению инерциальной оси планеты. Итоговое несовпадение оси OZ представления ГПЗ с главной осью инерции планеты автоматически вызывает появление ненулевых коэффициентов C_{21} и S_{21} . Эти значения корректируются с использованием алгоритма учета полярного прилива.

n\m	0	1	2	3	4	5	6	7
2	C_{20}	C_{21}, S_{21}	C_{22}, S_{22}					
3	C_{30}	C_{31}, S_{31}	C_{32}, S_{32}	C_{33}, S_{33}				
4	C_{40}	C_{41}, S_{41}	C_{42}, S_{42}	C_{43}, S_{43}	C_{44}, S_{44}			
5	C_{50}	C_{51}, S_{51}	C_{52}, S_{52}	C_{53}, S_{53}	C_{54}, S_{54}	C_{55}, S_{55}		
6	C_{60}	C_{61}, S_{61}	C_{62}, S_{62}	C_{63}, S_{63}	C_{64}, S_{64}	C_{65}, S_{65}	C_{66}, S_{66}	
7	C_{70}	C_{71}, S_{71}	C_{72}, S_{72}	C_{73}, S_{73}	C_{74}, S_{74}	C_{75}, S_{75}	C_{76}, S_{76}	C_{77}, S_{77}
...

Алгоритм учета океанических приливов позволяют учесть деформацию ГПЗ, вызываемую приливами мирового океана. Согласно

используемому алгоритму коррекции подлежат коэффициенты ГПЗ до степени 6 и порядка 2 включительно. В алгоритме учитывается и атмосферный прилив, который вносит вклад в формирование поправок к коэффициентам C_{22} и S_{22} .

$n \backslash m$	0	1	2	3	4	5	6	7
2	C_{20}	C_{21}, S_{21}	C_{22}, S_{22}					
3	C_{30}	C_{31}, S_{31}	C_{32}, S_{32}	C_{33}, S_{33}				
4	C_{40}	C_{41}, S_{41}	C_{42}, S_{42}	C_{43}, S_{43}	C_{44}, S_{44}			
5	C_{50}	C_{51}, S_{51}	C_{52}, S_{52}	C_{53}, S_{53}	C_{54}, S_{54}	C_{55}, S_{55}		
6	C_{60}	C_{61}, S_{61}	C_{62}, S_{62}	C_{63}, S_{63}	C_{64}, S_{64}	C_{65}, S_{65}	C_{66}, S_{66}	
7	C_{70}	C_{71}, S_{71}	C_{72}, S_{72}	C_{73}, S_{73}	C_{74}, S_{74}	C_{75}, S_{75}	C_{76}, S_{76}	C_{77}, S_{77}
...

Необходимо отметить, что вследствие сложности моделей реализация приведенных выше алгоритмов требует значительных вычислительных затрат при моделировании, так как возмущения, обусловленные данными геофизическими эффектами непосредственно входят в правые части системы дифференциальных уравнений движения КА, и, следовательно в процессе интегрирования требуется многократно вычислять поправки к ГПЗ.

В целях ускорения процесса определения добавок в коэффициенты ГПЗ в разрабатываемом подходе используется представление упомянутых поправок в виде полиномов Чебышева. Данный механизм уже применяется для других моделей (см. выше – определение гравитационного ускорения Луны, Солнца, силы светового давления).

Аэродинамическая сила сопротивления атмосферы Земли, действующая на центр давления КА на ВЭО и при выведении на ГСО

Как известно, с увеличением высоты плотность атмосферы Земли экспоненциально убывает. Ее величина на ГСО настолько мала, что ускорение, сообщаемое сопротивлением земной атмосферы принимает околонулевое значение (за пределами точности хранения стандартных программных типов двойного размера, например, double в C++). Однако, при рассмотрении движения КА на ВЭО, перицентр которых может быть приближен к Земле на расстояние до 6000 км, при прочих равных, расчет

силы сопротивления атмосферы должен быть обязательно включен в дифференциальные уравнения движения КА:

В этом случае, при построении модели движения центра масс КА нужно учесть ту компоненту аэродинамических сил, направление которой противоположно вектору относительной атмосферной скорости КА - силу аэродинамического сопротивления. Ускорение, вызванное данной возмущающей силой, рассчитывается в этой работе по общеизвестной формуле [16]:

$$g_D = C_D A \frac{\rho V^2}{2m}, \quad (19)$$

где

ρ - плотность воздуха,

V - скорость спутника относительно атмосферы,

m - масса КА,

A - площадь поперечного миделевого сечения КА,

C_D - аэродинамический коэффициент лобового сопротивления.

Коэффициент C_D зависит, как известно, от средней длины пробега молекул и геометрических размеров КА.

Для модели силы сопротивления при движении объекта в атмосфере в данной работе принято допущение о равенстве нулю подъемной силы аппарата. Поэтому рассмотрено только лобовое сопротивление движению.

Площадь миделевого сечения A , вообще говоря, является величиной переменной и зависит от ориентации спутника. Однако, если движение вокруг центра масс рассматривается отдельно, то принято считать, что произведение AC_D постоянно, и следовательно, этот параметр модели необходимо уточнить непосредственно из наблюдений [14]. В пользу такого подхода говорит тот факт, что в нашем случае ввиду целевого направления КА на Землю и сохранения его пространственной ориентации в процессе движения на длительных интервалах (много больше шага интегрирования

уравнения движения центра масс КА, равного в среднем 100 с) площадь миделевого сечения можно считать постоянной внутри шага интегрирования и пересчитывать ее каждый раз при новом шаге. Подчеркнем, это справедливо лишь для нашего случая ввиду слабой динамики ориентации КА относительно атмосферы.

В приведенном соотношения для расчета ускорения, помимо параметров КА, которые должны быть известны априори, необходимо знать или вычислять только одну величину – плотность атмосферы. Для этого может быть полезен любой стандарт, учитывающий падение значения плотности атмосферы с увеличением высоты. Ввиду простоты использования и пригодности использования на рассматриваемом в данной работе диапазоне высот орбит КА автором был выбран ГОСТ 25645.115-84 «Модель плотности для баллистического обеспечения полетов искусственных спутников Земли», согласно которой плотность атмосферы вычисляется по формуле [17]:

$$\rho = \rho_n k_0 k_1 k_2 k_3 k_4, \quad (20)$$

где ρ_n - плотность ночной атмосферы, $\rho_n = 9.80665 \times \exp\{a_1 - a_2(h - a_3)^{1/2}\}$

h - высота спутника,

a_1, a_2, a_3 коэффициенты модели [17],

k_0 -множитель, учитывающий изменение плотности, связанное с отклонением средневзвешенного уровня солнечной активности,

k_1 - множитель, учитывающий суточный эффект в распределении плотности,

k_2 - множитель, учитывающий полугодовой эффект в распределении плотности,

k_3 - множитель, учитывающий изменение плотности, связанное с отклонением среднесуточного уровня солнечной активности от средневзвешенного,

k_4 - множитель, учитывающий зависимость между плотностью атмосферы и геомагнитной активностью.

Далее даны соотношения для вычисления перечисленных коэффициентов соотношения ($\rho = \rho_n k_0 k_1 k_2 k_3 k_4$, (20)).

$$k_0 = 1 + (L_0 + L_1 h + L_2 h^2) (\bar{F}_{10.7} - F_{10.7});$$

$$k_1 = 1 + (C_0 + C_1 h + C_2 h^2 + C_3 h^3) \left[\frac{1 + C_\phi}{2} \right]^{0.5(n_0 + n_1 h)};$$

$$k_2 = 1 + A(D) (D_0 + D_1 h + D_2 h^2 + D_3 h^3);$$

$$k_3 = 1 - (B_0 + B_1 h + B_2 h^2) \frac{\bar{F}_{10.7} - F_{10.7}}{F_{10.7}};$$

$$k_4 = 1 + (E_0 + E_1 h + E_2 h^2 + E_3 h^3) (E_4 + E_5 K_p + E_6 K_p^2);$$

$$C_\phi = \frac{1}{R} [Z \sin \delta_c + \cos \delta_c (X \cos \beta + Y \sin \beta)];$$

$$\beta = \alpha_c - S - \omega_0 (T_D - \delta T) + \phi_1$$

T_D – местное время в секундах;

S – звездное время на текущей долготе;

δT – сдвиг местного времени по отношению к Гринвичу;

D – число суток с начала года до местной даты расчета;

α_c, δ_c – прямое восхождение и склонение Солнца;

$\bar{F}_{10.7}$ – средневзвешенный коэффициент солнечной активности на волне 10.7 см;

k_p – коэффициент геомагнитной активности.

Коэффициенты $A_j, k_0, B_j, k_0, n_j, k_0, k_0, L_j$ и значения функции $A(D)$ задаются в табличной форме.

2.1.1.3. Математические модели возмущающих факторов, действующих на угловое движение КА

Гравитационное влияние Земли, Солнца и Луны на угловое движение вокруг центра масс КА на ГСО и ВЭО

При рассмотрении движения центра масс КА его корпус считается материальной точкой, поэтому ускорения силы тяжести в различных частях корпуса КА считаются равными как по величине, так и по направлению. Такая постановка обуславливает совпадение центра масс КА и центра тяжести, как следствие, равенство нулю момента гравитационных сил относительно центра масс. Но в действительности все векторы гравитационного ускорения, действующие на разные части корпуса КА, направлены в сторону центра притягивающего тела (в частности, Земли). Кроме того, центры тяжести разных частей корпуса КА не лежат на одной прямой, проходящей между КА и центром притягивающего небесного тела, и, как правило, находятся на разном удалении от него. Это приводит к разной величине модулей отдельных векторов гравитационного ускорения, действующего на отдельные части КА. Так как КА, движущийся по околоземной орбите, не подвержен действию больших внешних моментов, то пренебрегать гравитационным моментом, описанным выше, в задаче моделирования углового движения вокруг центра масс КА нельзя.

Для того, чтобы дать количественную оценку действующего на КА гравитационного момента максимально точно, достаточно проинтегрировать векторное произведение радиус-вектора ρ некоторой элементарной массы КА и вектора силы тяжести dG , действующей на эту элементарную массу, для всего тела S КА:

$$\mathbf{M}_g = \int_S \rho \times d\mathbf{G} \quad (21)$$

При стремлении отдельной взятой массы к нулю это выражение даст абсолютно точный результат. Однако, на практике, ввиду сложности форм корпусов КА, использование полноценного интегрирования невозможно. Кроме того, унификация производимых корпусов делает такие расчеты

излишними и нецелесообразными, так как для расчета гравитационных моментов достаточно известного тензора инерции КА [12]. Используемое в данной работе выражение для возмущающих моментов, действующих на КА, в таком случае записывается следующим образом:

$$\begin{aligned}
 M_{grX} &= 3 \cdot \frac{\mu}{r_0^3} \cdot (J_Z - J_Y) \beta' \beta'' \\
 M_{grY} &= 3 \cdot \frac{\mu}{r_0^3} \cdot (J_X - J_Z) \beta \beta'' \\
 M_{grZ} &= 3 \cdot \frac{\mu}{r_0^3} \cdot (J_Y - J_X) \beta \beta'
 \end{aligned}
 \tag{22}$$

где

μ - гравитационная постоянная Земли,

r_0 - расстояние до центра Земли,

β , β' и β'' - направляющие косинусы поворота центральных осей инерции КА (ССК) относительно орбитальных осей (ОСК):

$$\begin{aligned}
 \beta &= \cos(\theta) \cdot \sin(\psi) \\
 \beta' &= \sin(\varphi) \cdot \sin(\theta) \cdot \sin(\psi) + \cos(\psi) \cdot \cos(\varphi) \\
 \beta'' &= \cos(\varphi) \cdot \sin(\theta) \cdot \sin(\psi) - \cos(\psi) \cdot \sin(\varphi)
 \end{aligned}
 \tag{41}$$

Гравитационное влияние Луны и Солнца на угловое движение вокруг центра масс КА не рассматривается ввиду ничтожной малости такого воздействия по сравнению с моментом, вызванным гравитационным полем Земли.

Модель влияния давления солнечного света на угловое движение КА на ГСО и ВЭО вокруг центра масс

Расчет момента светового давления, действующего на КА, сделаем на основе допущения о незначительности момента, вызванного давлением солнечного света на корпус КА без батарей по сравнению с моментом, действующим на КА с солнечными батареями. С учетом такого допущения общий крутящий момент светового давления, действующий на КА, можно рассчитать как сумму двух моментов, порождаемых давлением на каждую из солнечных батарей.

При этом в отдельности моменты, действующие на каждую батарею КА, можно вычислить как произведение радиус вектора, соединяющего центр давления солнечной батареи и центр масс КА, и вектора силы светового давления на конкретную батарею. Таким образом, конечное соотношение для расчета моментов будет иметь вид:

$$\mathbf{M} = \mathbf{R}_1 \times \mathbf{P}_1 + \mathbf{R}_2 \times \mathbf{P}_2, \quad (23)$$

где

\mathbf{R}_1 и \mathbf{R}_2 - векторы, соединяющие центр масс КА и центры давления первой и второй солнечной батареей соответственно;

\mathbf{P}_1 и \mathbf{P}_2 - векторы силы солнечного светового давления на батареи [12]:

$$\mathbf{P}_i = \mathbf{p}_{BFi} \cdot S_i \cdot C_X \cdot k_S, \quad (24)$$

где

\mathbf{p}_{BFi} - i -ая проекция силы светового давления на батарею (вектор перпендикулярен плоскости батареи), зависящая от положения центра масс КА и его ориентации,

S_i - площадь i -ой батареи,

C_X - коэффициент сопротивления давлению,

k_S - коэффициент, учитывающий эффективную площадь видимого диска Солнца со стороны КА, приведенную к общей площади видимого диска Солнца. Более подробно вычисление k_S описано в разделе с моделью светового давления на центр масс КА.

i -ая проекция вектора силы давления \mathbf{p}_{BFi} вычисляется следующим образом:

$$\mathbf{p}_{BFi} = \frac{E_0}{c} \cdot \left(\frac{r_0^2}{r^2} \right) \cdot \mathbf{p}_{BFi}^o \cdot \cos \Theta, \quad (25)$$

где

E_0 - значение энергии потока небесного светила для расстояния r_0 ,

r - расстояние от небесного светила до КА,

\mathbf{p}_{BFi}^o - орт проекции вектора светового давления на связанную СК,

Θ - угол падения «луча» на батарею, то есть угол между \mathbf{p}_{BFi}^o и нормалью к поверхности батареи.

В настоящей работе на основе сведений о рассматриваемых типах КА принято допущение о коллинеарности нормали к поверхности каждой батареи и строительной осью КА. Ввиду того, что Солнце сильно удалено от КА, то это позволяет допустить равенство всех углов – между нормальными к поверхностям батарей, строительной осью КА и падающими на КА световыми лучами. Поэтому угол Θ в данном случае эквивалентен самому себе в рассматриваемой выше модели светового давления на центр масс КА

2.1.1.4. Алгоритмы интеграции данных системы навигации КА на ГСО

Говоря о бортовой интегрированной системе необходимо, прежде всего, описать ее архитектуру, привести функциональную схему и перечислить составные части. Как уже было сказано ранее, бортовая интегрированная система КА построена по сильно связанной схеме комплексирования навигационной информации. Данный подход обусловлен высокими потребными точностями навигационного решения, которые возможно обеспечить лишь в условиях, когда помимо компонент вектора состояния КА в вектор оцениваемых величин добавлены систематические ошибки навигационных приборов, а также производится тщательная настройка алгоритма фильтрации под конкретные условия функционирования. Приведем для начала состав аппаратных средств системы навигации КА на ГСО.

Состав аппаратных средств интегрированной системы навигации КА

В состав аппаратных средств рассматриваемого здесь объекта входят:

- Многоканальный ГНСС-приемник;

- ГНСС-антенна с определенной исходя из условий видимости НКА диаграммой направленности (об этом в соответствующем разделе ниже), обращенная в сторону Земли;
- Аппаратура для проведения межспутниковых измерений;
- Пеленгатор помех;
- Гироскопический трехстепенной стабилизатор в карданном подвесе;
- Звездный астроприбор;
- Датчик Земли;
- Датчик Солнца;
- Газореактивные сопла разгрузки;
- БЦВМ.

Перечисленные аппаратные средства будут описаны в соответствующих разделах ниже.

Опишем далее функциональную схему моделирования, в соответствии с которой в ПМО реализуется «истинное» и опорное движения КА на ГСО, а также функционирование бортовых аппаратных средств.

Функциональная схема моделирования процесса функционирования интегрированной системы, ее составных частей и внутренних обменов данными

Перед описанием алгоритмов функционирования системы приведем функциональную схему моделирования, в которой нашли свое отражение сам рассматриваемый объект – КА на ГСО, обозначенный на схеме как «Объект», и «Внешняя среда».



Рисунок 2. Функциональная схема моделирования процессов функционирования интегрированной системы навигации КА на ГСО

На функциональной схеме в прямоугольных блоках отображены объекты, либо процессы, моделируемые в ПМО. Данные, которыми обмениваются объекты, обозначены в блоках без фигур.

На приведенной схеме выделено ядро интегрированной системы навигации КА на ГСО, которым является алгоритм оптимальной обработки навигационных измерений, построенный на основе «скалярной» модификации фильтра Калмана. При этом алгоритмом оценивается расширенный вектор состояния КА. Приведем его состав.

Расширенный фазовый вектор КА

Приведем здесь фазовый вектор системы, оцениваемой на борту. Он будет иметь расширенный вид:

$$\mathbf{X}_1 = \left(X_{ИСК} \quad Y_{ИСК} \quad Z_{ИСК} \mid V_{X ИСК} \quad V_{Y ИСК} \quad V_{Z ИСК} \mid \vartheta \quad \psi \quad \gamma \right. \\
 \left. \mid \Delta \cos \alpha_{Sun1} \quad \Delta \cos \alpha_{Sun2} \quad \Delta \cos \alpha_{St1} \quad \Delta \cos \alpha_{St2} \quad \Delta \cos \alpha_{E1} \quad \Delta \cos \alpha_{E2} \right. \\
 \left. \mid \Delta \vartheta_{ES}^{sys} \quad \Delta \gamma_{ES}^{sys} \quad \Delta \vartheta_{ES}^{ort} \quad \Delta \gamma_{ES}^{ort} \quad \Delta \psi_{SunS}^{sys} \quad \Delta \gamma_{SunS}^{sys} \quad \Delta \psi_{SunS}^{ort} \quad \Delta \gamma_{SunS}^{ort} \right. \\
 \left. \mid \Delta \vartheta_{StS}^{sys} \quad \Delta \psi_{StS}^{sys} \quad \Delta \vartheta_{StS}^{ort} \quad \Delta \psi_{StS}^{ort} \quad \Delta t_{КА} \quad \Delta t_0 \quad \dots \quad \Delta t_{59} \right)^T \quad (26)$$

где

$X_{ИСК}, Y_{ИСК}, Z_{ИСК}$ - компоненты положения КА в инерциальной системе координат (СК) J2000 [11];

$V_{X_{ИСК}}, V_{Y_{ИСК}}, V_{Z_{ИСК}}$ - компоненты скорости КА в ИСК;

ϑ, ψ, γ - углы ориентации КА в ОСК,

$\Delta \cos \alpha_{Sunk}, \Delta \cos \alpha_{Stk}, \Delta \cos \alpha_{Ek}$ - систематические ошибки направляющих косинусов монтажа астродатчиков. Sun – индекс солнечного датчика, St – индекс звездного датчика, E – индекс земного датчика, $k=1,2$ – номер плоскости перекоса осей прибора.

$(\Delta \vartheta_E^{sys}, \Delta \gamma_E^{sys}, \Delta \vartheta_E^{ort}, \Delta \gamma_E^{ort})$ - систематические ошибки датчика Земли в вертикальной и горизонтальной плоскости ССК. Здесь и далее индекс ort означает, что ошибка вызвана неортогональностью и перекосом осей чувствительных элементов датчиков, индекс sys означает постоянную погрешность датчика, вносимую смещением «нуля»;

$(\Delta \psi_{Sun}^{sys}, \Delta \gamma_{Sun}^{sys}, \Delta \psi_{Sun}^{ort}, \Delta \gamma_{Sun}^{ort})$ - систематические ошибки датчика Солнца в вертикальной и горизонтальной плоскости ССК;

$(\Delta \vartheta_{St}^{sys}, \Delta \psi_{St}^{sys}, \Delta \vartheta_{St}^{ort}, \Delta \psi_{St}^{ort})$ - систематические ошибки Звездного датчика в вертикальной и горизонтальной плоскости ССК.

$(\Delta t_{КА}, \Delta t_0, \dots, \Delta t_{59})$ - параметры сдвига бортовой шкалы времени часов КА и бортовой шкалы времени часов каждого из навигационных КА (НКА) ГЛОНАСС и GPS, данные которых используются при решении навигационной задачи,

Более подробно параметры ошибок навигационных приборов будут рассмотрены в разделах настоящей диссертацией, где приведено описание используемых аппаратных средств. С учетом приведенного в данном разделе оцениваемого в процессе опорного движения на борту вектора состояния КА был построен алгоритм интеграции данных.

Алгоритм интеграции навигационных данных КА

Приведем описание используемого алгоритма интеграции данных. Как уже было сказано ранее, в качестве основного метода фильтрации навигационных измерений в рассматриваемом объекте используется «скалярная» модификация ФК. Как обычно, «скалярная» модификация характеризуется процедурами прогноза и коррекции [9]. Уравнения прогноза вектора состояния \mathbf{X}_1 и ковариационной матрицы $\hat{\mathbf{K}}_1$:

$$\begin{aligned} \dot{\hat{\mathbf{X}}}_1 &= \mathbf{F}(\mathbf{X}_1^*) \\ \hat{\mathbf{K}}_1(t_{i+1}) &= \left(\frac{\partial \mathbf{F}(\mathbf{X}_1^*)}{\partial \mathbf{X}_1} \right) \cdot \mathbf{K}_1^*(t_i) \cdot \left(\frac{\partial \mathbf{F}(\mathbf{X}_1^*)}{\partial \mathbf{X}_1} \right)^T, \end{aligned} \quad (27)$$

где

\mathbf{X}_1^* и $\hat{\mathbf{X}}_1$ - вектор оценок и прогноза компонент фазового вектора \mathbf{X}_1 соответственно,

$\mathbf{F}(\mathbf{X}_1^*)$ - функция правых частей уравнений движения КА с учетом возмущающих детерминированных воздействий, перечисленных выше, а также ускорения, вызванного тягой СПД;

$\hat{\mathbf{K}}_1, \mathbf{K}_1^*$ - априорная и апостериорная ковариационные матрицы ошибок оценок компонент фазового вектора \mathbf{X}_1 соответственно,

Вектор измерений y_{meas} включает в себя следующие компоненты:

$$y_{meas} = \{ \alpha_i \quad \beta_i \quad \dots \quad t_j \} \quad (28)$$

где

α_i и β_i - углы визирования небесного тела под номером i опτικο-электронным датчиком, $i = 1, 2, 3$ (Земля, Солнце, звезда),

t_j - время получения измерения от НКА под номером j , $j = 1..N$, где N – количество НКА ОГ ГЛОНАСС и GPS.

Количество ГНСС измерений меняется в зависимости от условий видимости НКА.

Количество измерений углов визирования небесных тел, как правило, фиксировано и равно шести.

Процедура коррекции включает m итераций, где m – число отдельно обрабатываемых алгоритмом фильтрации измерений y_{meas}^j , где j – номер измерения в векторе измерений в момент времени t_i . Количество измерений в вектор меняется в зависимости от условий видимости НКА. В состав измерений входят псевдодальности и псевдоскорости КА относительно НКА, углы визирования звезды, Солнца и Земли.

Уравнения коррекции вектора состояния оценок:

$$\begin{aligned} \mathbf{X}_1^{*j}(t_i) &= \mathbf{X}_1^{*j-1}(t_i) + \Delta \mathbf{X}_1^{*j}(t_i), \\ \Delta \mathbf{X}_1^{*j}(t_i) &= n_1^j \cdot \left[y_{meas}^j - y_{ref}^j(\mathbf{X}_1^{*j-1}(t_i)) \right] \end{aligned} \quad (29)$$

где y_{meas}^j – измерение, $y_{ref}^j(\mathbf{X}_1^{*j-1}(t_i))$ – спрогнозированное значение измерения в точке $\mathbf{X}_1^{*j-1}(t_i)$, j – номер коррекции (соответствует номеру измерения), $\Delta \mathbf{X}_1^{*j}(t_i)$ – вектор поправок к оценкам компонент вектора состояния, выработанный на основе обработки измерения под номером j , $\mathbf{X}_1^{*j}(t_i)$ – вектор оценок, скорректированный на предыдущем шаге процедуры коррекции при обработке измерения под номером $j-1$. При равенстве j единице (первая коррекция) в качестве начального значения используется

вектор $\hat{\mathbf{X}}_1(t_i) = \int_{t_{i-1}}^{t_i} \dot{\mathbf{X}}_1^*(\tau) \cdot d\tau$, n_1^j – вектор коэффициентов усиления фильтра:

$$n_1^j = \mathbf{K}_1^{*j-1}(t_i) \cdot \mathbf{H}_1^{*T}(t_i) / \left[\mathbf{H}_1^j(t_i) \cdot \mathbf{K}_1^{*j-1}(t_i) \cdot \mathbf{H}_1^{*T}(t_i) + \sigma^2 \right] \quad (30)$$

где \mathbf{K}_1^{*j-1} – апостериорная ковариационная матрица ошибок оценок вектора состояния \mathbf{X}_1 , полученная на предыдущей коррекции в момент времени i (для первой коррекции используется $\hat{\mathbf{K}}_1$), $\mathbf{H}_1^j(t_i)$ – матрица частных производных функций измерений по компонентам вектора состояния в момент времени t_i , рассчитанная на j -ой коррекции, σ – настраиваемый коэффициент фильтра, подбор и адаптация которого позволяет значительным образом улучшить точность вырабатываемых СМ ФК оценок вектора состояния КА [3,5].

Эволюция ковариационной матрицы ошибок оценок вектора состояния при обработке измерений СМ ФК описывается следующим соотношением:

$$\mathbf{K}_1^{*j}(t_i) = \mathbf{K}_1^{*j-1}(t_i) - \frac{[\mathbf{K}_1^{*j-1}(t_i) \cdot \mathbf{H}_1^{jT}(t_i) \cdot \mathbf{H}_1^j(t_i) \cdot \mathbf{K}_1^{*j-1T}(t_i)]}{[\mathbf{H}_1^j(t_i) \cdot \mathbf{K}_1^{*j-1} \cdot \mathbf{H}_1^{jT}(t_i) + (\sigma)^2]}, \quad (31)$$

Выбор скалярной модификации в качестве алгоритма интеграции данных сделан с учетом большой размерности оцениваемого на борту вектора состояния КА и обусловлен устойчивостью работы этого алгоритма в подобных условиях. Кроме того, как будет показано далее, условия видимости НКА при функционировании на ГСО таковы, что не позволяют получить стабильного количества измерений в разные временные интервалы. В этой связи немаловажную роль для устойчивой выработки адекватного навигационного решения и повышения его точности играет роль подстраиваемого коэффициента σ «скалярной» модификации фильтра. Как показано в Приложении к данной диссертации, его настройка (коэффициента) позволяет сильно влиять на конечный результат работы алгоритма оценивания в смысле точности вырабатываемого решения.

Состав учитываемых факторов в модели опорного движения КА

Приведем далее состав возмущающих сил и моментов, учитываемых в соотношениях правых частей ОДУ $\dot{\mathbf{X}}_1 = \mathbf{F}_r(\mathbf{X}_1^*)$ прогнозирования опорного движения КА.

Совершенно ясно, что, чем полнее состав математических моделей, рассмотренных при расчете собственного движения на борту КА, тем точнее будет прогноз вектора состояния КА. Однако на практике существуют некоторые ограничения. Во-первых, ограничения по производительности БЦВМ. К примеру, вычисление геопотенциала Земли по полной выборке всех сферических функций занимает значительное количество вычислительных ресурсов. При этом существует ряд других более важных задач, на которые можно потратить эти ресурсы.

Дополнительно стоит отметить пару особенностей прогнозирования опорного движения на борту. Дело в том, что ошибки в оценках компонент координат КА и ошибки в оценках угловой ориентации приводят к тому, что вычисляемые в соответствии с известными моделями возмущающие силы и моменты содержат большие погрешности, вызванные этими факторами, чем при рассмотрении неполных моделей, например, геопотенциала Земли по ограниченному количеству гармоник. В итоге наиболее целесообразным путем видится определенный компромисс между сложностью модели и ее точностью, когда 1. затрачивается как можно меньше вычислительных ресурсов, 2. на интервалах прогноза движения КА не приводит к значимому ухудшению точности навигационного решения.

Учет лишь до той степени детализации, при которой удовлетворяются перечисленные выше условия, был применен в настоящей работе при реализации моделей опорного движения КА. В состав учитываемых возмущений вошли:

- Сила гравитационного притяжения Земли, рассчитанная с использованием разложения потенциала в ряд и учет первых десяти членов;
- Силы гравитационного притяжения Луны и Солнца как материальных точек;
- Сила давления солнечного света в общем виде без учета тени;
- Крутящий момент, вызванный гравитационным притяжением Земли, Луны и Солнца;
- Крутящий момент, вызванный солнечным давлением;

Управление угловой ориентацией и стабилизацией КА на ГСО

В настоящем разделе рассмотрена система ориентации и стабилизации КА с учетом функционирования включенных в ее состав аппаратных средств: трехстепенного гироскопического стабилизатора в карданном подвесе и газореактивных двигателей управления угловой ориентацией и стабилизацией.

Для рассматриваемых в настоящей диссертации типов КА важно сохранение такой пространственной ориентации, при которой его целевая антенна всегда направлена в сторону Земли. Как правило, направление основного лепестка диаграммы направленности целевой антенны КА для рассматриваемых аппаратов коллинеарно строительной оси симметрии тела КА. Таким образом, задача управления угловым движением сводится к минимизации рассогласования связанных осей КА и осей орбитальной СК, т.е. созданию постоянного крутящего момента, компенсирующего суточное вращение связанных осей КА относительно ОСК и возмущающие моменты внешних неконтролируемых факторов, перечень которых приведен в разделе выше.

Для получения вектора угловой ориентации КА в данной работе целесообразно использовать классическую модель углового движения КА, не содержащего движущихся масс. Уравнения этой модели имеют следующий вид [12]:

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{\varphi} = (p \cdot \cos \psi - \omega_0 \cdot \cos \varphi \cdot \sin \theta \cdot \cos^2 \psi - \omega_0 \cdot \sin \varphi \cdot \sin \psi \cdot \cos \psi - q \cdot \sin \psi) / \cos \theta \\ \dot{\theta} = p \cdot \sin \psi - \omega_0 \cdot \cos \varphi \cdot \sin \psi \cdot \cos \psi \cdot \sin \theta + q \cdot \cos \psi + \omega_0 \cdot \sin \varphi \cdot \cos^2 \psi \\ \dot{\psi} = (-\cos \psi \cdot \sin \theta \cdot p + \cos^2 \psi \cdot \omega_0 \cdot \cos \varphi + \sin \psi \cdot \sin \theta \cdot \omega_0 \cdot \sin \varphi \cdot \cos \psi) / \cos \theta \\ \quad - \omega_0 \cdot \cos \varphi \cdot \cos \theta \cdot (1 + \cos^2 \psi) + r + \sin \psi \cdot \tan \theta \cdot q \\ \dot{p} = \left[(J_Y - J_Z) \cdot q \cdot r + M_X + M_{RX} + \sum_q^n M_{qX} \right] / J_X \\ \dot{q} = \left[(J_Z - J_X) \cdot r \cdot p + M_Y + M_{RY} + \sum_q^n M_{qY} \right] / J_Y \\ \dot{r} = \left[(J_X - J_Y) \cdot p \cdot q + M_Z + M_{RZ} + \sum_q^n M_{qZ} \right] / J_Z \end{array} \right. \quad (3)$$

где

M_X, M_Y, M_Z - моменты, создаваемые гиросtabilизатором (см.

$$\left\{ \begin{array}{l} M_X = -M_{gx} \cdot \cos \mu + M_{gy} \cdot \tan \nu \cdot \sin \mu - M_{gz} / \cos \nu \cdot \sin \mu \\ M_Y = -M_{gy} \\ M_Z = -M_{gz} \cdot \cos \mu / \cos \nu + M_{gx} \cdot \sin \mu + M_{gy} \cdot \tan \nu \cdot \cos \mu \end{array} \right. , \quad (69));$$

M_{RX}, M_{RY}, M_{RZ} - управляющие моменты, создаваемые газореактивными

$$\begin{aligned}
 M_{RX} &= \begin{cases} M, |\varphi| \geq \varphi_{MAX} \\ 0, |\varphi| < \varphi_{MAX} \end{cases} \\
 M_{RY} &= \begin{cases} M, |\theta| \geq \theta_{MAX} \\ 0, |\theta| < \theta_{MAX} \end{cases} \\
 M_{RZ} &= \begin{cases} M, |\psi| \geq \psi_{MAX} \\ 0, |\psi| < \psi_{MAX} \end{cases}
 \end{aligned}
 \tag{72}$$

соплами (см. ());

72)

ω_0 - орбитальная угловая скорость;

J_X, J_Y, J_Z - центральные моменты инерции тела КА.

$\sum_{q=1}^n M_{qi} = M_{1i} + M_{2i}, i = x, y, z$ - сумма возмущающих моментов,

действующих на КА, в данном случае гравитационного M_1 , вызываемого притяжением Земли, и момента сил светового давления M_2 . Таким образом, для модели углового движения КА на ГСО (и «истинной», и опорной) не учитываются возмущающие аэродинамические моменты и гравитационные моменты, вызываемые влиянием других небесных тел, в силу малости влияния данных возмущений по сравнению с перечисленными выше [12].

Как уже было сказано выше, в рамках данной работы не рассматривается задача оптимизации системы управления угловой ориентацией и стабилизацией. В связи со сказанным автором в качестве основного устройства для угловой стабилизации КА был выбран трехстепенной гироскопический стабилизатор. Выбор данного устройства обусловлен практической достаточностью размещения его в одном

экземпляре на борту КА для управления угловым движением КА по всем трем каналам.

Далее будут приведены математические модели возмущающих факторов, моменты которых действуют на угловое движение связанных осей КА.

2.1.2. Математическая модель функционирования КА на ВЭО

2.1.2.1. Математическая модель возмущенного движения КА на ВЭО

Математическая модель «истинного» и опорного движения КА на ВЭО, в целом, построена аналогично соответствующей модели КА на ГСО, описанной выше (раздел 2.1.1.1).

Однако, есть некоторые отличия в составе и реализации рассматриваемых моделей для этого объекта. Перечислим их здесь.

В состав учитываемых неконтролируемых факторов включена сила аэродинамического сопротивления движению КА. Это обусловлено необходимостью включения в ПМО возможности имитационного моделирования движения КА на высокоэллиптических орбитах с малой высотой перигея. В этой связи при рассмотрении уравнений динамики КА нельзя пренебрегать наличием воздуха и соответственно лобового сопротивления движению центра масс КА.

В итоге, состав рассматриваемых сил при моделировании движения данного объекта следующий:

- силы, вызванные гравитационным влиянием Земли с учетом несферичности потенциала;
- силы, вызванные гравитационным влиянием Луны и Солнца;
- силы аэродинамического сопротивления движению КА;
- давление светового излучения с учетом возможного затенения Землей;
- возмущения, обусловленные приливными деформациями Земли;

Особенности приема навигационного ГНСС-сигнала, а именно условия видимости НКА на ВЭО, приводят к необходимости установки на КА на ВЭО двух приемных антенн. Одна из них должна иметь активную

фазированную антенную решетку. Более подробно об этом будет рассказано в разделе с описанием аппаратных средств КА на ВЭО. В итоге, состав аппаратных средств КА на ВЭО выглядит следующим образом:

- Многоканальный ГНСС-приемник;
- ГНСС-антенна с активной фазированной антенной решеткой и узкой диаграммой направленности, обращенная в сторону Земли;
- ГНСС-антенна с круговой поляризацией, обращенная в сторону от Земли;
- Аппаратура для проведения межспутниковых измерений;
- Пеленгатор помех;
- Гироскопический трехстепенной стабилизатор в карданном подвесе;
- Звездный астроприбор;
- Датчик Земли;
- Датчик Солнца;
- Газореактивные сопла разгрузки;
- БЦВМ.

2.1.2.2. Алгоритмы интеграции данных в системе навигации КА на ВЭО

Интегрированная система КА на ВЭО построена идентично описанной в разделе выше системе КА на ГСО. Алгоритм интеграции данных КА на ВЭО аналогичен рассмотренному в разделе выше (раздел 2.1.1.4). Отличие заключается лишь в формировании опорной траектории. В состав возмущающих сил, рассчитываемых на борту КА на ВЭО, может быть включена, при малой высоте перигея.

Реализация математических моделей возмущающих факторов при рассмотрении КА на ВЭО аналогична приведенным в предыдущих разделах соотношениям (раздел 2.1.1.2. и 2.1.1.3. с моделями возм факторов).

Реализация алгоритма интеграции данных для КА на ВЭО отличается настройкой и варьированием параметров фильтра. Детально такая настройка описана в Приложении.

2.1.3. Математическая модель функционирования КА при выведении на ГСО

Моделирование процесса выведения КА на ГСО в настоящей работе осуществлялось аналогично описанному в разделе 2.1.1., с тем лишь отличием, что в данном случае при моделировании рассматривается управление движением центра масс.

2.1.3.1. Математическая модель управляемого возмущенного движения центра масс КА при выведении на ГСО и углового движения вокруг центра масс с учетом неконтролируемых факторов

Дифференциальные уравнения движения КА при выведении на ГСО должны включать соотношения управляемого возмущенного движения КА. В настоящей работе рассматривается орбитальный перелет с помощью двигателя малой тяги между ВЭО и ГСО. В этой связи в самом широком диапазоне меняется высота полета КА и наклонение орбиты КА. Таким образом, в «истинном» и опорном движении КА должны учитываться следующие силы и моменты:

- вызванные гравитационным влиянием Земли с учетом несферичности потенциала;
- вызванные гравитационным влиянием Луны и Солнца;
- аэродинамического сопротивления движению КА;
- вызванные давлением светового излучения с учетом возможного затенения Землей;
- возмущения в геопотенциале, обусловленные приливными деформациями Земли;

Кроме возмущающих внешних сил и моментов на КА действует сила тяги маршевого плазменного двигателя. В этой связи компоненты тяги должны быть также включены в вектор состояния КА, характеризующий его «истинное» и опорное движение.

С учетом сказанного, первый фазовый вектор системы дифференциальных уравнений «истинного» движения центра масс КА содержит следующие компоненты:

$$X_1 = (x, y, z, V_x, V_y, V_z, \rho, \alpha, \beta)^T \quad (33)$$

где ρ, α, β – модуль и углы ориентации тяги относительно связанных осей ДУ соответственно.

Второй фазовый вектор системы уравнений «истинного» углового движения вокруг центра масс КА содержит параметры углового движения в НСК и имеет вид $(X_2 = (\varphi, \theta, \psi, p, q, r))^T$ (2).

Описание моделей неконтролируемых факторов будет дано в разделе ниже. В общем виде ОДУ движения центра масс КА представляют собой

$$\ddot{q} + \frac{\mu q}{r^3} = \sum_{j=0}^k \Delta g_{jq}, \quad q = \{ x, y, z \}, \quad (4) \quad \text{с учетом}$$

управления движением центра масс:

$$\dot{X}_1 = F_1(X_1, U(X_1^*)), \quad (34)$$

$U(X_1^*)$ – функция управления согласно описанному закону [2], X_1^* – оценка вектора состояния на борту КА.

2.1.3.2. Алгоритмы интеграции данных бортовой интегрированной системы навигации КА при выведении на ГСО

Навигационная задача при выведении КА на ГСО несколько отличается от рассмотренной выше задачи при штатном функционировании КА на ГСО или ВЭО. Помимо требований по оценке компонент координат и вектора скорости КА в процессе выведения существует требование проводить оценку модуля и углов ориентации тяги. В этой связи в интегрированную систему навигации рассматриваемого здесь объекта необходимо включить соответствующие компоненты, выполняющие данную задачу.

Состав аппаратных средств интегрированной системы навигации КА при выведении на ГСО

В состав рассматриваемых аппаратных средств КА при выведении на ГСО входят:

- Многоканальный ГНСС-приемник;
- ГНСС-антенна на приводе с активной фазированной антенной решеткой и узкой диаграммой направленности;
- Система ориентации и стабилизации;
- Звездный астроприбор;
- Датчик Земли;
- Датчик Солнца;
- Стационарный плазменный двигатель;
- БЦВМ.

В отличие от состава аналогичных систем для КА на ГСО и ВЭО отсутствуют гироскопический стабилизатор и газореактивные двигатели, которые заменены на систему ориентации и стабилизации. Такая замена была произведена в силу того, что закон управления при выведении КА на ГСО не разрабатывался автором, а был заимствован без изменений из работ, посвященных квазиоптимальным методам перелета между некомпланарными высокоэллиптическими и круговыми орбитами [2] и реализован в ПМО.

При этом сам закон управления угловой ориентацией отличается от рассмотренных выше при описании моделей объектов на ГСО и ВЭО. Основное его отличие состоит в необходимости оперативной отработки команд системы управления, задающей требуемые значения углов ориентации связанных осей КА. Разработка алгоритмов управления угловым движением не входит в задачи данной работы. В этой связи было сделано допущение, в результате которого система управления угловым движением при выведении КА на ГСО рассматривалась как стохастическая, т.е. отрабатывающая потребные углы ориентации с заданными систематической и случайной ошибками.

- 2.1.3.2.1. Функциональная схема процессов функционирования интегрированной системы, ее составных частей и внутренних взаимных связей

Ниже на рисунке 2 изображена функциональная схема моделирования процессов функционирования интегрированной системы КА для выведения и функционирования на ГСО с использованием СПД.

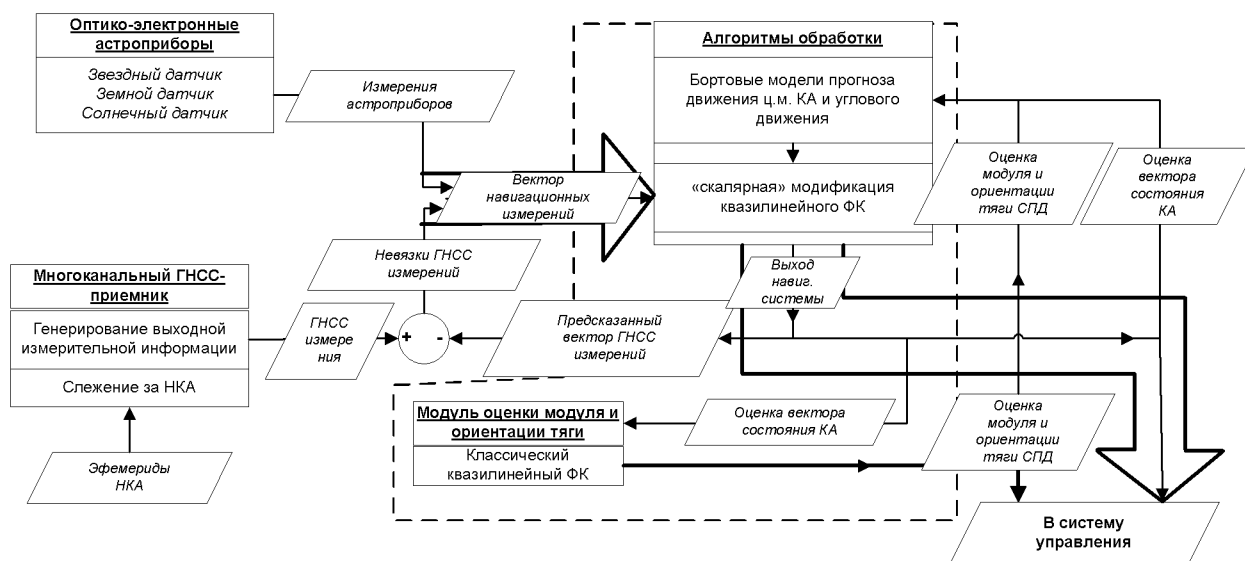


Рисунок 3. Функциональная схема моделирования процессов функционирования интегрированной системы КА при выведении на ГСО

На данной диаграмме представлены основные физические объекты, рассмотренные при имитационном моделировании. Эти объекты обозначены прямоугольными блоками. Внутри блоков показаны выполняемые объектами процессы, либо обозначены составные части. Данные, которыми обмениваются объекты, обозначены в блоках в форме параллелограммов. Пунктиром выделены блоки, входящие в бортовой алгоритм оценки опорного вектора состояния КА, то есть алгоритм интеграции данных. Формируемые с использованием бортового алгоритма оценки поступают в модуль управления выведением КА на ГСО для выработки требуемых углов ориентации КА. Приведем состав оцениваемого вектора состояния.

2.1.3.2.2. Опорный вектор состояния КА

Опорный вектор состояния КА, оцениваемый на борту КА при выведении на ГСО, помимо компонент, указанных в разделе, где рассматривается КА на ГСО, должен включать составляющие вектора тяги маршевого двигателя, то есть иметь вид $(X_1 = (x, y, z, V_x, V_y, V_z, \rho, \alpha, \beta)^T$

$$(33)).$$

2.1.3.2.3. Алгоритм интеграции навигационных данных КА

Как уже указывалось выше, для выведения КА на ГСО с использованием двигателя малой тяги помимо компонент введенного выше расширенного вектора состояния КА необходимо оценивать модуль и ориентацию тяги СПД, которые, строго говоря, также должны быть включены в число компонент этого вектора. В связи с этим необходимо отметить следующее. Уровень ускорений, создаваемых СПД при существующей массе выводимых на ГСО КА, сравним с уровнем ускорений, создаваемых естественными возмущающими факторами (давлением солнечного света, нецентральностью поля Земли, гравитацией Солнца, Луны и т.д.). Кроме того, в настоящее время не существует акселерометров, обладающих чувствительностью, позволяющей измерять ускорение, сообщаемое тягой СПД с потребной точностью.

С учетом всего сказанного выше, применительно к задаче оценки уровня и ориентации тяги СПД предлагается использовать следующий подход. Мы будем решать задачу оценки фактического уровня и ориентации тяги отдельно от задачи оценки компонент положения и скорости центра масс КА, для чего введем еще один вектор состояния, характеризующий СПД:

$$\mathbf{X}_2 = (X_{IF} \quad Y_{IF} \quad Z_{IF} \quad V_{XIF} \quad V_{YIF} \quad V_{ZIF} \quad \tilde{P} \quad \tilde{\alpha} \quad \tilde{\beta})^T \quad (35)$$

где

\tilde{P} - опорный модуль тяги, $\tilde{\alpha}$ и $\tilde{\beta}$ - опорные углы ориентации тяги относительно осей инерциальной СК, образуемые в результате последовательных разворотов вектора тяги относительно строительных осей КА и строительных осей КА относительно инерциальных.

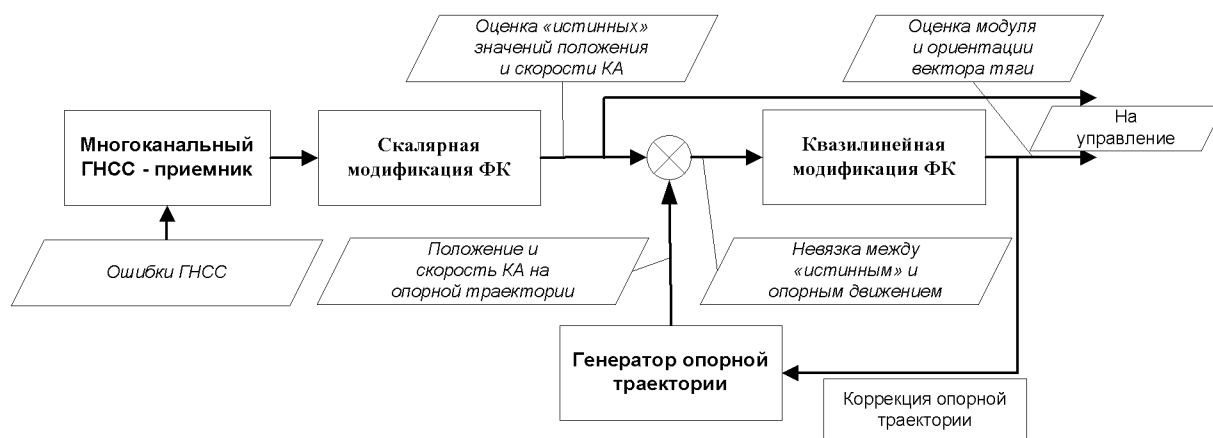
При этом процедуры оценки компонент положения, скорости, уровня и ориентации тяги в обсуждаемой интегрированной автономной навигационной системе выглядят следующим образом.

1. Формирование оценок компонент текущего вектора состояния КА \mathbf{X}_1 , с учетом того, что оценки параметров ориентации КА и

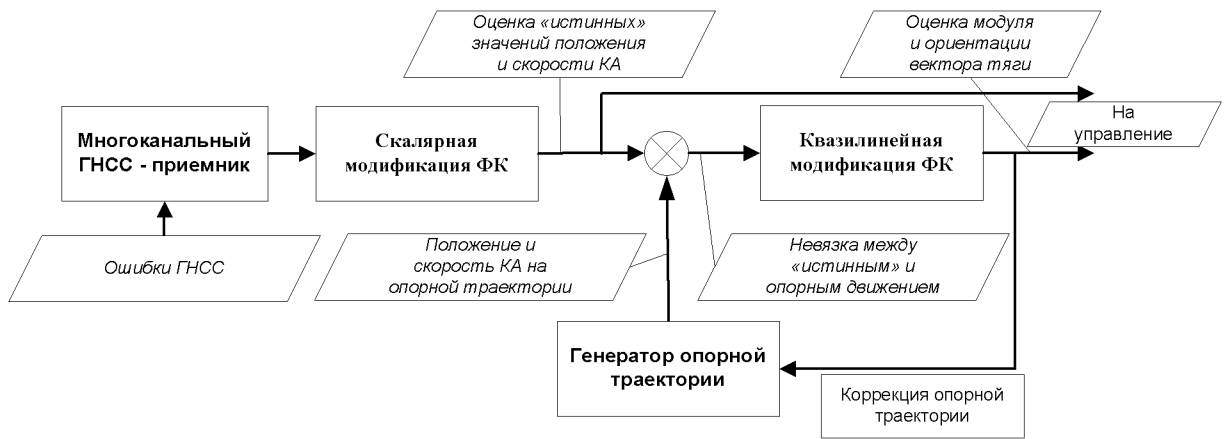
соответствующих систематических ошибок уже получены с некоторой точностью, осуществляется с использованием так называемой «скалярной» модификацией фильтра Калмана [9,13] в рамках сильно связанной архитектуры на основе обработки навигационных измерений, как в случае с рассмотренными выше объектами. При этом на борту КА на каждом шаге алгоритма формируются две траектории его движения: «истинная», полученная в результате обработки измерений, и опорная, полученная путем интегрирования уравнений движения КА с учетом всех естественных возмущающих факторов, но без учета влияния тяги СПД.

2. Путем обработки данных, представленных в форме вектора «невязок» опорной и «истинной» траекторий, сформированных в рамках предыдущей процедуры на каждом шаге квазилинейного фильтра Калмана [13], осуществляется оценка фактического уровня и ориентации тяги СПД. Необходимо подчеркнуть, что опорная траектория, формируемая на каждом шаге процедуры 2, корректируется с учетом оценок компонент вектора тяги, полученных на предыдущем шаге.

Функциональная схема, иллюстрирующая описанные процедуры, приведена на



исунок 4.



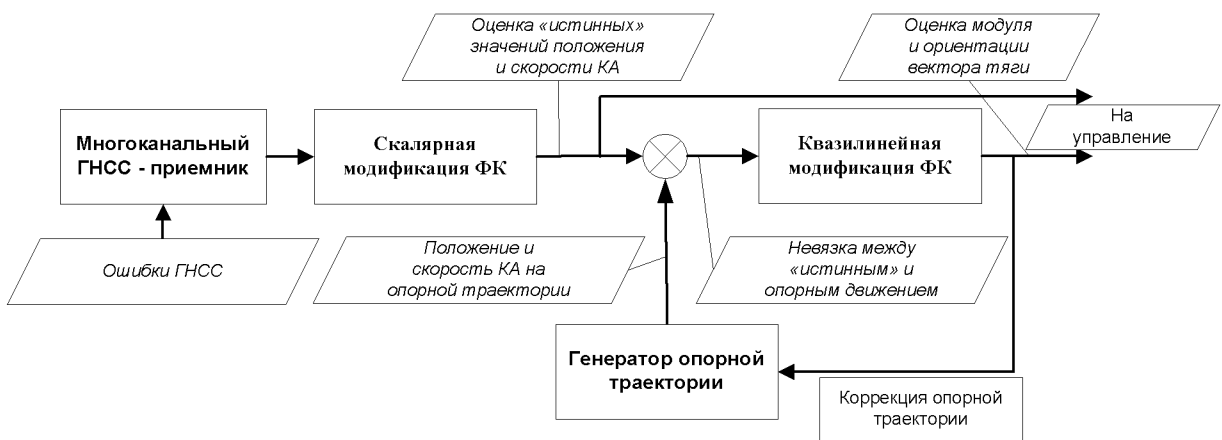
исунок 4.

Как

показано

Р

на



Р

исунок 4., для оценки компонент вектора тяги используются непосредственно отклонения оценок компонент вектора состояния КА от значений, соответствующих опорной траектории, формируемой путем обработки навигационных измерений.

Прогноз вектора состояния \mathbf{X}_2 осуществляется следующим образом:

$$\dot{\hat{\mathbf{X}}}_2 = \mathbf{F}(\mathbf{X}_2^*), \quad (36)$$

где

$\mathbf{F}(\mathbf{X}_2^*)$ - функция правых частей ОДУ уравнений динамики вектора состояния.

Уравнения прогноза ковариационной матрицы для линеаризованной системы:

$$\hat{K}_2(t_{i+1}) = \left(\frac{\partial \mathbf{F}(\mathbf{X}_2^*)}{\partial \mathbf{X}_2} \right) \cdot K_2^*(t_i) \cdot \left(\frac{\partial \mathbf{F}(\mathbf{X}_2^*)}{\partial \mathbf{X}_2} \right)^T, \quad (37)$$

где

$\hat{\mathbf{K}}_2, \mathbf{K}_2^*$ - априорная и апостериорная ковариационные матрицы оценок компонент фазового вектора \mathbf{X}_2 соответственно,

Уравнения коррекции:

$$\begin{aligned} \mathbf{X}_2^*(t_{i+1}) &= \hat{\mathbf{X}}_2(t_{i+1}) + K_2(t_{i+1}) \cdot \left(\frac{\partial g(\hat{\mathbf{X}}_2(t_{i+1}))}{\partial \hat{\mathbf{X}}_2(t_{i+1})} \right)^T \cdot \mathbf{D}_\eta^{-1} \cdot [y - g(\hat{\mathbf{X}}_2(t_{i+1}))] \\ K_2(t_{i+1}) &= \left[K_2(t_{i+1}) + \left(\frac{\partial g(t_{i+1})}{\partial \hat{\mathbf{X}}_2(t_{i+1})} \right)^T \cdot \mathbf{D}_\eta^{-1} \cdot \left(\frac{\partial g(t_{i+1})}{\partial \hat{\mathbf{X}}_2(t_{i+1})} \right) \right]^{-1} \end{aligned} \quad (38)$$

где

i – момент времени,

$\hat{\mathbf{X}}_2$ и \mathbf{X}_2^* - прогноз и оценка вектора состояния \mathbf{X}_2 соответственно,

$\frac{\partial g(t_{i+1})}{\partial \mathbf{X}_2(t_{i+1})}$ - матрица частных производных нелинейных соотношений,

связывающих вектор измерений $g(t_{i+1})$ и вектор состояния в точке $\hat{\mathbf{X}}_2(t_{i+1})$. В состав вектора измерений, согласно описанной выше процедуре 2, входят оценки компонент вектора состояния КА $\mathbf{X}_1^*(t_{i+1})$, включающие три координаты и три составляющие вектора скорости.

\mathbf{D}_η – матрица ошибок измерений, в данном случае ею является левый верхний блок матрицы \mathbf{K}_1^* размером $b \times b$.

Матрица частных производных компонент измерений по компонентам вектора состояния в фильтре Калмана, используемом для получения оценок фактических значений компонент вектора тяги имеет вид:

$$\frac{\partial g}{\partial X_2} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & \frac{\partial \dot{V}_{KA X}^{ACK}}{\partial \tilde{P}} & \frac{\partial \dot{V}_{KA X}^{ACK}}{\partial \alpha} & \frac{\partial \dot{V}_{KA X}^{ACK}}{\partial \beta} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & \frac{\partial \dot{V}_{KA Y}^{ACK}}{\partial \tilde{P}} & \frac{\partial \dot{V}_{KA Y}^{ACK}}{\partial \alpha} & \frac{\partial \dot{V}_{KA Y}^{ACK}}{\partial \beta} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & \frac{\partial \dot{V}_{KA Z}^{ACK}}{\partial \tilde{P}} & \frac{\partial \dot{V}_{KA Z}^{ACK}}{\partial \alpha} & \frac{\partial \dot{V}_{KA Z}^{ACK}}{\partial \beta} \end{bmatrix} \quad (39)$$

где

$\frac{\partial \dot{V}_{X IF}}{\partial \mathbf{P}}$, $\frac{\partial \dot{V}_{Y IF}}{\partial \mathbf{P}}$ и $\frac{\partial \dot{V}_{Z IF}}{\partial \mathbf{P}}$ - частные производные компонент вектор-функции \mathbf{F}

правых частей дифференциальных уравнений по составляющим вектора тяги $\mathbf{P} = (\tilde{P} \ \alpha \ \beta)$. Поскольку задача навигации решается в инерциальной СК (далее инерциальная СК интерпретируется как абсолютная система координат (АСК)), ниже приводятся выражения для составляющих вектора тяги в инерциальной СК, которые могут быть получены путем перевода их из орбитальной СК в инерциальную. Вектор тяги в орбитальной СК определяется следующим образом:

$$\begin{aligned} P_{KA}^{OCK} &= A_{CCK}^{OCK} P_{KA}^{CCK} = A_{CCK}^{OCK} [\tilde{P} \ 0 \ 0]^T = \\ &= [\tilde{P} \cos \beta \cos \alpha \ \tilde{P} \sin \alpha \ -\tilde{P} \sin \beta \cos \alpha]^T \end{aligned} \quad (40)$$

где A_{CCK}^{OCK} - матрица перехода из ССК в ОСК, P_{KA}^{CCK} - вектор тяги СПД в ССК.

Вычисление $\frac{\partial \dot{V}_{KA X}^{ACK}}{\partial \mathbf{P}}$, $\frac{\partial \dot{V}_{KA Y}^{ACK}}{\partial \mathbf{P}}$ и $\frac{\partial \dot{V}_{KA Z}^{ACK}}{\partial \mathbf{P}}$ требует перевода компонент вектора тяги в инерциальную СК. Для его совершения достаточно найти проекции ортов орбитальных осей на оси инерциальной СК:

$$\begin{aligned} [e_X^{OCK}, e_Y^{OCK}, e_Z^{OCK}]^{OCK} &= [1, 1, 1]^{OCK} = \\ &= [R_{KA}^{ACK0} \times (V_{KA}^{ACK0} \times R_{KA}^{ACK0}), R_{KA}^{ACK0}, V_{KA}^{ACK0} \times R_{KA}^{ACK0}]^{ACK} \end{aligned} \quad (41)$$

где

\times – символ, обозначающий векторное произведение,

R_{KA}^{ACK0} - радиус вектор КА (нормированный),

V_{KA}^{ACK0} - вектор скорости КА (нормированный).

В результате имеем:

$$\begin{aligned}
 P_{KA}^{ACK} &= R_{KA}^{ACK0} \times (V_{KA}^{ACK0} \times R_{KA}^{ACK0}) \cdot P_{KAX}^{OCK} + R_{KA}^{ACK0} \cdot P_{KAY}^{OR} + V_{KA}^{ACK0} \times R_{KA}^{ACK0} \cdot P_{KAZ}^{OCK} = \\
 &= \begin{bmatrix} R_{KA}^{ACK0} \times (V_{KA}^{ACK0} \times R_{KA}^{ACK0}) \cdot P_{KAX}^{OCK} + R_{KA}^{ACK0} \cdot P_{KAY}^{OCK} + V_{KA}^{ACK0} \times R_{KA}^{ACK0} \cdot P_{KAZ}^{OCK} \Big|_X \\ R_{KA}^{ACK0} \times (V_{KA}^{ACK0} \times R_{KA}^{ACK0}) \cdot P_{KAX}^{OCK} + R_{KA}^{ACK0} \cdot P_{KAY}^{OCK} + V_{KA}^{ACK0} \times R_{KA}^{ACK0} \cdot P_{KAZ}^{OCK} \Big|_Y \\ R_{KA}^{ACK0} \times (V_{KA}^{ACK0} \times R_{KA}^{ACK0}) \cdot P_{KAX}^{OCK} + R_{KA}^{ACK0} \cdot P_{KAY}^{OCK} + V_{KA}^{ACK0} \times R_{KA}^{ACK0} \cdot P_{KAZ}^{OCK} \Big|_Z \end{bmatrix} \quad (42)
 \end{aligned}$$

где

$$V_{KA}^{ACK0} \times R_{KA}^{ACK0} = \begin{bmatrix} V_{KAY}^{ACK0} \cdot R_{KAZ}^{ACK0} - V_{KAZ}^{ACK0} \cdot R_{KAY}^{ACK0} \\ V_{KAZ}^{ACK0} \cdot R_{KAX}^{ACK0} - V_{KAX}^{ACK0} \cdot R_{KAZ}^{ACK0} \\ V_{KAX}^{ACK0} \cdot R_{KAY}^{ACK0} - V_{KAY}^{ACK0} \cdot R_{KAX}^{ACK0} \end{bmatrix} \quad (43)$$

$$\begin{aligned}
 R_{KA}^{ACK0} \times (V_{KA}^{ACK0} \times R_{KA}^{ACK0}) &= \\
 &= \begin{bmatrix} R_{KAY}^{ACK0} \cdot (V_{KAX}^{ACK0} \cdot R_{KAY}^{ACK0} - V_{KAY}^{ACK0} \cdot R_{KAX}^{ACK0}) - R_{KAZ}^{ACK0} \cdot (V_{KAZ}^{ACK0} \cdot R_{KAX}^{ACK0} - V_{KAX}^{ACK0} \cdot R_{KAZ}^{ACK0}) \\ -R_{KAX}^{ACK0} \cdot (V_{KAX}^{ACK0} \cdot R_{KAY}^{ACK0} - V_{KAY}^{ACK0} \cdot R_{KAX}^{ACK0}) + R_{KAZ}^{ACK0} \cdot (V_{KAY}^{ACK0} \cdot R_{KAZ}^{ACK0} - V_{KAZ}^{ACK0} \cdot R_{KAY}^{ACK0}) \\ R_{KAX}^{ACK0} \cdot (V_{KAZ}^{ACK0} \cdot R_{KAX}^{ACK0} - V_{KAX}^{ACK0} \cdot R_{KAZ}^{ACK0}) - R_{KAY}^{ACK0} \cdot (V_{KAY}^{ACK0} \cdot R_{KAZ}^{ACK0} - V_{KAZ}^{ACK0} \cdot R_{KAY}^{ACK0}) \end{bmatrix} \quad (44)
 \end{aligned}$$

В силу громоздкости конечного вида выражений для частных производных $\frac{\partial \dot{V}_{KAX}^{ACK}}{\partial \mathbf{P}}$, $\frac{\partial \dot{V}_{KAY}^{ACK}}{\partial \mathbf{P}}$ и $\frac{\partial \dot{V}_{KAZ}^{ACK}}{\partial \mathbf{P}}$ в данной статье они не приводятся.

2.2. Математические модели аппаратных средств

В данном разделе будут описаны модели аппаратных средств, используемых на борту рассмотренных выше объектов. Упомянутые модели будут рассмотрены подряд без привязки к конкретным объектам, так как большая часть аппаратных средств используется в составе бортовых комплексов объектов без существенных внутренних отличий.

2.2.1. Модель измерений ГНСС - приемника

Моделирование измерений ГНСС приемника на борту КА на этапах выведения и функционирования на ГСО и ВЭО требует разработки целого ряда моделей, в том числе, движения НКА – источников измерений,

формирования измерений на борту НКА, приема ГНСС-сигналов и их обработки.

В результате в модель измерений ГНСС-приемника входят следующие компоненты:

- Модель движения НКА с учетом возмущающих факторов, состав которых определен стандартами в этой области [10,18];
- Модель формирования транслируемых сигналов на борту НКА;
- Модель геометрической радиовидимости НКА приемной ГНСС антенной НКА;
- Модель приема ГНСС сигналов антенной КА с учетом воздействия широкополосной активной помехи и ослабления ГНСС сигнала при распространении;
- Модель обработки измерений;

Изложенные модели будут подробно описаны в последующих разделах.

2.2.1.1. Модель движения НКА

Для моделирования ГНСС измерений, прежде всего, необходимо обладать информацией об «истинных» эфемеридах НКА ГНСС созвездий. В настоящее время наиболее эффективным с точки зрения трудозатрат на реализацию модели и точности получаемых «истинных» эфемерид является использование прецизионных данных СВОЭВП для ГЛОНАСС, а также различных международных служб для GPS. Здесь стоит отметить, что наиболее точные данные по каждому НКА, в том числе, их «истинные» эфемериды содержатся в так называемых «окончательных» бюллетенях.

2.2.1.1.1. Математическая модель истинного движения центра масс КА ОГ ГЛОНАСС/GPS на основе прецизионных данных

Для моделирования движения НКА на основе прецизионных данных наиболее целесообразным является применение рекомендованного основным

нормативным документом [19] метода прогнозирования с использованием данных, публикуемых в бюллетенях СВОЭВП [19]. Суть метода состоит в чтении данных с координатами и компонентами скорости НКА ГЛОНАСС в СК ПЗ90.02, привязанных к конкретному моменту времени по шкале UTC(SU), из файлов, предоставляемых СВОЭВП с заданной периодичностью, и использовании интерполирующих полиномов внутри двух крайних узлов каждого интервала для получения «истинных» эфемерид НКА.

Для расчета координат и компонент вектора скорости НКА GPS необходимо воспользовавшись аналогичным файлом с эфемеридами созвездия GPS, перевести прочитанные из файла кеплеровские элементы орбит НКА, привязанные к заданной эпохе, в декартовы координаты, и продолжить моделирование внутри узловых точек файла путем интегрирования ОДУ, описывающих движение НКА.

Рассмотрим построение полинома с использованием данных из бюллетеней СВОЭВП (для ГЛОНАСС) или других RINEX файлов (для GPS) более подробно. Здесь стоит отметить, что в настоящем исследовании более пристальное внимание уделено моделированию движения НКА Отечественной спутниковой системы ГЛОНАСС с использованием рекомендации, приведенных в официальных источниках [19,20].

Длина отрезка интерполирования эфемерид ГЛОНАСС. Длина отрезка, на котором производится интерполяция эфемерид ГЛОНАСС в ПМО, может составлять 30 секунд, 5 минут или 15 минут. При этом моделирование «истинного» движения КА ОГ ГЛОНАСС на коротких интервалах производится с использованием данных из бюллетеней СВОЭВП формата RINEX, для которого характерен интервал упаковки компонент координат КА с интервалом 30 секунд или 5 минут. Для моделирования истинного движения НКА ОГ ГЛОНАСС на длительных временных интервалах используются данные из бюллетеней СВОЭВП с форматом

упаковки данных SP3, который позволяет установить ширину отрезка интерполирования 15 минут.

Точность исходных данных бюллетеней. В разработанном ПМО, в качестве исходных данных для моделирования истинного движения НКА ОГ ГЛОНАСС, могут использоваться окончательные данные СВОЭВП (с задержкой 2 недели), предварительные (с задержкой 1-2 дня) и оперативные (с задержкой 1-2 часа). Ошибки по компонентам координат для окончательных эфемерид составляют не более 0.5 м(3 С.К.О.), 0.2 м(3 С.К.О.) и 0.1 м(3 С.К.О.) вдоль орбиты, по бинормали, по радиус-вектору соответственно. Аналогичные параметры для предварительных эфемерид: 3 м, 1.5 м, 0.4 м и для оперативных эфемерид 5 м, 2 м, 0.7 м [19, 20]. Выбор того или иного типа бюллетеня зависит от цели эксперимента и/или доступности данных СВОЭВП на текущий момент.

Автором при проведении имитационного моделирования, как уже было сказано выше, использовались для «истинного» движения НКА ОГ ГЛОНАСС с максимально достижимой точностью именно окончательные данные СВОЭВП, которые наиболее близки к реальным, а в качестве исходных данных измерений – транслируемых сигналов использовались оперативные данные.

Моделирование созвездия GPS. В качестве эталонных данных эфемерид GPS доступны данные из бюллетеней, предоставляемые международными центрами наблюдений за ГНСС движением. Эти бюллетени так же, как и бюллетени СВОЭВП, представлены в общепринятых форматах RINEX и SP3. Для того, чтобы использовать эти данные, необходимо после перевода оскулирующих элементов в декартовы координаты осуществить перевод из WGS-84 в ПЗ90 [19,20].

После этого необходимо вычислить координаты и скорость НКА путем интегрирования ОДУ движения НКА ОГ GPS до момента времени, соответствующего новой опорой точке из бюллетеня.

2.2.1.1.2. Модель высокоточного прогнозирования параметров движения НКА.

Рассмотрим далее моделирование эфемерид НКА с использованием высокоточного прогнозирования параметров движения. Такой способ моделирования требуется в условиях, когда отсутствуют соответствующие данные СВОЭВП для ГЛОНАСС или международных служб для GPS, в частности, такие условия возникают при необходимости высокоточного прогнозирования движения НКА. При этом, ошибка прогноза за весь интервал должна не превышать ошибки эфемерид. Для этих целей целесообразно использовать стандартный механизм прогнозирования координат и компонент скорости КА ГНСС, рекомендованный интерфейсным контрольным документом [19], содержащий ограниченный набор учитываемых случайных возмущений природного характера. Однако, в рамках данной работы для обеспечения равноточного прогнозирования движения как КА, так и НКА необходимо использовать описанный в [10,18,21] набор соответствующих математических моделей, учитывающих влияние более широкого спектра возмущений различной природы.

Перечисленные выше способы имеют свои достоинства и недостатки. Первый способ предпочтительнее с точки зрения уменьшения вычислительных затрат, второй обеспечивает повышенную точность прогнозирования эфемерид НКА. В результате на коротких интервалах (в пределах часа) моделирования целесообразно применить первый способ, а на более длительных интервалах (несколько часов и более) предпочтительно применять второй способ. Рассмотрим более подробно суть упомянутых выше способов прогнозирования эфемерид.

А. Высокоточное прогнозирование на коротких интервалах

Как следует из рекомендаций [19,20], на коротких интервалах получение эфемерид НКА возможно путем интегрирования дифференциальных уравнений истинного движения НКА ОГ ГЛОНАСС (то же справедливо для GPS в силу близости их орбит) со следующим набором учитываемых возмущающих факторов:

- ускорение, вызванное нецентральной полем Земли с учетом второй зональной гармоники с индексом C_{20} , характеризующей полярное сжатие Земли,
- гравитационные ускорения, вызванные влиянием Луны и Солнца.

Под короткими интервалами в нормативном документе понимается соблюдение следующего условия: $|\Delta\tau| = |t_i - t_k| \leq 15 \text{ min}$, где t_i - текущая точка, t_k - точка, в которой известно положение КА с высокой точностью (может быть взята из SP3|RINEX файла).

С учетом сказанного в разработанном ПМО реализовано два способа расчета эфемерид на коротких интервалах: полный и упрощенный [19]. Отличаются данные способы тем, что в первом случае моделирование осуществляется в инерциальной СК, а во втором – в ПЗ 90.02 [5] (или в WGS-84 для GPS); Ниже приведены соотношения каждого из вышеперечисленных способов расчета.

Полный способ расчёта эфемерид на коротких интервалах

Уравнения движения интегрируются в абсолютной геоцентрической системе координат $Ox_0Y_0Z_0$, связанной с текущими экваторами и точкой весеннего равноденствия. Интегрирование проводится методом Дормана-Принса 5(4) порядка с коррекцией шага по полученной на каждой итерации точности. Уравнения движения центра масс НКА имеют следующий вид:

$$\begin{aligned}
 \frac{dx_0}{dt} &= Vx_0 \\
 \frac{dy_0}{dt} &= Vy_0 \\
 \frac{dz_0}{dt} &= Vz_0 \\
 \frac{dVx_0}{dt} &= -\bar{\mu} \cdot \bar{x}_0 + \frac{3}{2} \cdot C_{20} \cdot \bar{\mu} \cdot \bar{x}_0 \cdot \rho^2 \cdot (1 - 5 \cdot \bar{z}_0^2) + j_{x_0S} + j_{x_0M} \\
 \frac{dVy_0}{dt} &= -\bar{\mu} \cdot \bar{y}_0 + \frac{3}{2} \cdot C_{20} \cdot \bar{\mu} \cdot \bar{y}_0 \cdot \rho^2 \cdot (1 - 5 \cdot \bar{z}_0^2) + j_{y_0S} + j_{y_0M} \\
 \frac{dVz_0}{dt} &= -\bar{\mu} \cdot \bar{z}_0 + \frac{3}{2} \cdot C_{20} \cdot \bar{\mu} \cdot \bar{z}_0 \cdot \rho^2 \cdot (3 - 5 \cdot \bar{z}_0^2) + j_{z_0S} + j_{z_0M}
 \end{aligned}
 \tag{45}$$

где

$$\bar{\mu} = \frac{\mu}{r^2}, \quad \bar{x}_0 = \frac{x_0}{r}, \quad \bar{y}_0 = \frac{y_0}{r}, \quad \bar{z}_0 = \frac{z_0}{r}, \quad \rho = \frac{a_e}{r}, \quad r = \sqrt{x_0^2 + y_0^2 + z_0^2},$$

j_{x_0S} , j_{y_0S} и j_{z_0S} – ускорения от солнечных гравитационных возмущений,

j_{x_0M} , j_{y_0M} и j_{z_0M} – ускорения от лунных гравитационных возмущений;

a_e – экваториальный радиус Земли, равный 6378136 м;

μ – константа гравитационного поля Земли, равная 398600.4418 км³/с²;

$C_{20} = \bar{C}_{20} \cdot \sqrt{5}$, где $\bar{C}_{20} = 484.16495 \cdot 10^{-6}$ – нормализованное значение гармонического коэффициента при второй зональной гармонике.

Ускорения от лунных и солнечных гравитационных возмущений вычисляются по формулам [8]:

$$\begin{aligned} j_{x_0k} &= \bar{\mu}_k \cdot \left[\left(\xi_{0kS} - \bar{x}_{0k} \right) \left(\Delta_{0k} \right)^{-3} - \xi_{0kS} \right] \\ j_{y_0k} &= \bar{\mu}_k \cdot \left[\left(\eta_{0kS} - \bar{y}_{0k} \right) \left(\Delta_{0k} \right)^{-3} - \eta_{0kS} \right] \\ j_{z_0k} &= \bar{\mu}_k \cdot \left[\left(\zeta_{0kS} - \bar{z}_{0k} \right) \left(\Delta_{0k} \right)^{-3} - \zeta_{0kS} \right], \end{aligned} \quad (46)$$

где

$$\bar{\mu}_k = \frac{\mu_k}{r_{0kS}^2}, \quad \bar{x}_{0k} = \frac{x_0}{r_{0kS}}, \quad \bar{y}_{0k} = \frac{y_0}{r_{0kS}}, \quad \bar{z}_{0k} = \frac{z_0}{r_{0kS}},$$

$$\Delta_{0k} = \left(\xi_{0kS} - \bar{x}_{0k} \right)^2 + \left(\eta_{0kS} - \bar{y}_{0k} \right)^2 + \left(\zeta_{0kS} - \bar{z}_{0k} \right)^2,$$

K – индекс возмущающего тела, S для Солнца и M для Луны;

ξ_{0kS} , η_{0kS} , ζ_{0kS} , r_{0kS} – направляющие косинусы и радиус-вектор возмущающих тел в системе $Ox_0y_0z_0$ на момент времени t_0 . Константы гравитационного поля Луны и Солнца заимствуются из соответствующих справочников [8].

Величины $\xi_{0_{кэ}}$, $\eta_{0_{кэ}}$, $\zeta_{0_{кэ}}$, $r_{0_{кэ}}$ в нормативном документе рекомендуется вычислять один раз [19] на весь интервал размножения ± 15 минут по соответствующим формулам, приведенным в [22,23]. Как следствие, при известных $x(tэ)$, $y(tэ)$, $z(tэ)$, $Vx(tэ)$, $Vy(tэ)$, $Vz(tэ)$ на заданную эпоху в СК ПЗ90.02 (или WGS-84 для GPS) и коротком интервале интегрирования можно использовать описанный в данном разделе подход к прогнозированию эфемерид НКА. Пересчет из ПЗ90.02 в абсолютную СК можно провести с использованием следующих соотношений:

$$\begin{aligned}
 X_0(tэ) &= x(tэ) \cdot \cos(S(tэ)) - y(tэ) \cdot \sin(S(tэ)) \\
 Y_0(tэ) &= x(tэ) \cdot \sin(S(tэ)) + y(tэ) \cdot \cos(S(tэ)) \\
 Z_0(tэ) &= z(tэ) \\
 Vx_0(tэ) &= Vx(tэ) \cdot \cos(S(tэ)) - Vy(tэ) \cdot \sin(S(tэ)) - \omega_3 \cdot Y_0(tэ) \\
 Vy_0(tэ) &= Vx(tэ) \cdot \sin(S(tэ)) + Vy(tэ) \cdot \cos(S(tэ)) + \omega_3 \cdot X_0(tэ) \\
 Vz_0(tэ) &= Vz(tэ) \\
 S(tэ) &= s + \omega_3 \cdot (tэ - 3^h)
 \end{aligned}
 \tag{47}$$

где

ω_3 – угловая скорость вращения Земли,

s – истинное звездное время в гринвичскую полночь даты задания $tэ$.

Определение s дано в Приложении.

Упрощенный способ расчёта эфемерид на коротких интервалах

При пересчете эфемерид по упрощенной схеме в системе координат ПЗ90.02 (в WGS-84 для GPS) используются следующие соотношения:

$$\begin{aligned}
\frac{dx}{dt} &= V_x \\
\frac{dy}{dt} &= V_y \\
\frac{dz}{dt} &= V_z \\
\frac{dV_x}{dt} &= -\frac{\mu}{r^3} \cdot x - \frac{3}{2} \cdot J_0^2 \cdot \frac{\mu \cdot a_e^2}{r^5} \cdot x \cdot \left(1 - \frac{5 \cdot z^2}{r^2}\right) + \omega_3^2 \cdot x + 2 \cdot \omega_3 \cdot V_y + \ddot{x}, \quad (48) \\
\frac{dV_y}{dt} &= -\frac{\mu}{r^3} \cdot y - \frac{3}{2} \cdot J_0^2 \cdot \frac{\mu \cdot a_e^2}{r^5} \cdot y \cdot \left(1 - \frac{5 \cdot z^2}{r^2}\right) + \omega_3^2 \cdot y + 2 \cdot \omega_3 \cdot V_x + \ddot{y} \\
\frac{dV_z}{dt} &= -\frac{\mu}{r^3} \cdot z - \frac{3}{2} \cdot J_0^2 \cdot \frac{\mu \cdot a_e^2}{r^5} \cdot z \cdot \left(1 - \frac{5 \cdot z^2}{r^2}\right) + \ddot{z}
\end{aligned}$$

где

J_0 – вторая зональная гармоника разложения геопотенциала в ряд по сферическим функциям;

Ускорения, вызванные лунно – солнечными гравитационными возмущений в целях упрощения могут быть добавлены в приведенные выше соотношения прямо из навигационного кадра без изменений и переводов (то есть и из соответствующего бюллетеня в формате RINEX). Упрощенный вариант расчета эфемерид НКА используется автором на очень коротких интервалах в целях сокращения времени выполнения программы.

Б. Высокоточное прогнозирование на длинных интервалах

Согласно [10,20,21] на длительных интервалах прогнозирования для сохранения высокой точности моделирования движения НКА помимо перечисленных в пункте выше моделей необходимо учитывать следующие факторы: полное аномальное гравитационное поле Земли с учетом прецессии и нутации Земной оси, изменения параметров вращения Земли, Лунно – солнечных приливов, давление солнечного света [24]. Используемые при реализации в ПМО модели перечисленных выше факторов идентичны описанным выше в разделе 2.1.1.

Учет силы давления солнечного света с учетом переотражения лучей от тела требует сведений о геометрической конфигурации НКА, а также знания

углов его ориентации. Так как известно, что, как правило, целевое ориентирование связанных осей НКА эквивалентно его орбитальным осям, определить углы ориентации КА не составляет труда – в орбитальной СК они всегда равны нулю.

Стоит отметить, что при высокоточном прогнозировании орбит НКА в математических моделях гравитационного возмущения, действующего на НКА со стороны Луны и Солнца, силы светового давления, действующего со стороны Солнца, требуется вычислить положение этих небесных тел (Луна, Солнце) в АСК. Алгоритм расчета компонент координат Луны и Солнца в АСК аналогичен рассмотренному в разделах выше для КА.

2.2.1.2. Модель формирования сигналов НКА

Как известно [19,20], навигационный сигнал НКА представляет собой модулированный навигационный кадр с повторяющейся информацией. Основной составляющей кадра являются эфемериды. Для моделирования сигналов НКА в ПМО, таким образом, нужно, прежде всего, вычислить эти эфемериды. Здесь стоит отметить, что, какая бы точная модель вычисления эфемерид, транслируемых НКА, не была выбрана, ее результат уступит по достоверности модели, использующей экспериментальные данные непосредственного приема навигационных кадров НКА. Такие кадры, как уже отмечалось, записываются в RINEX файлы международными координационными и наблюдательными центрами. В частности, для ГЛОНАСС существуют, как уже было сказано ранее, так называемые оперативные, то есть «сырые» данные СВОЭВП. В этих данных содержатся эфемериды НКА, которые транслировались передающей в ГНСС антенной в процессе функционирования НКА на орбите.

Таким образом, с использованием этих файлов можно сформировать эфемеридную составляющую навигационных кадров. Далее, для полного моделирования транслируемых НКА сигналов требуется еще знать время на бортовых часах аппарата в момент излучения. Это время, как известно [19,

20] уходит от основных часов, являющихся стандартными часами системы. Модель ухода бортовой шкалы известна и записывается в виде следующего соотношения:

$$\delta\tau_i = \begin{cases} b_1 + c_1(t - t_o), t \in [t_o, t_o + \Delta_{БШВ}] \\ \dots \\ b_q + c_q(t - t_o), t \in [t_o + (q-1)\Delta_{БШВ}, t_o + q\Delta_{БШВ}] \end{cases}, \quad (49)$$

где $\Delta_{БШВ}$ - подинтервал на мерном интервале между двумя моментами времени $[t_o, t_o + \Delta T_{ми}]$, $q = \left[\frac{\Delta T_{ми}}{\Delta_{БШВ}} \right] + 1$, где $[\]$ – операция взятия целой части.

b и c – коэффициенты модели, характеризующие систематический сдвиг и дрейф часов соответственно, рассматриваются в ПМО в качестве случайных величин нормального распределения,

t и t_o – моменты времени, между которыми фиксируется определенный соотношением выше уход часов.

Сформированный описанным здесь образом сигнал НКА поступает на вход ГНСС-приемника, реализованного в ПМО отдельным блоком. При этом анализируется видимость НКА, транслирующего сигнал.

2.2.1.3. Модель геометрической видимости НКА

Как уже было сказано ранее, прием сигналов антенной ГНСС – приемника для рассматриваемых в настоящей работе типов КА будет происходить в «особых» условиях, что вызвано превышением орбиты КА над орбитами созвездий НКА, а именно GPS и ГЛОНАСС созвездиями. Изначально в рамках настоящей работе автор опирается на предположение, что в рассматриваемом случае работа ГНСС-приемника возможна, но за счет приема сигналов от НКА с обратной стороны Земли. Организация такого приема приводит к осложнению модели геометрической видимости НКА, которая должна включать:

- Тень твердого тела Земли, закрывающая противоположные со стороны КА сигналы НКА высокой удельной мощности;

- Углы раскрыва передающей антенны созвездий НКА, от фактического значения которых в конкретных условиях зависит опорное значение мощности излучаемого сигнала;
- Углы раскрыва принимающей антенны, зависящие от ширины диаграммы направленности антенны, вид которой, главным образом, определяет возможность геометрического приема того или иного сигнала от НКА;

С учетом вышесказанного итоговое выражение для определения факта геометрической видимости НКА со стороны КА имеет следующий вид:

$$\begin{aligned} \alpha_{\max} > \alpha > \alpha_{\min}, \\ \gamma - \alpha' > \alpha \end{aligned} \quad (50)$$

где

$$\alpha_{\max} = 180 - (\tau + \beta),$$

τ - угол между направлениями линий визирования КА-ЦЗ и НКА-ЦЗ, причем $\cos(\tau) = (\vec{e}_{ЦЗ}^{КА}, \vec{e}_{ЦЗ}^{НКА})$,

β - угол между направлениями линий визирования НКА-ЦЗ и НКА-край Земли (КЗ), причем $\cos(\beta) = (\vec{e}_{КЗ}^{НКА}, \vec{e}_{ЦЗ}^{НКА})$,

$\vec{e}_{ЦЗ}^{КА}, \vec{e}_{ЦЗ}^{НКА}, \vec{e}_{КЗ}^{НКА}$ - единичные вектора направлений линий визирования КА-ЦЗ, НКА-ЦЗ и НКА-КЗ соответственно;

$$\alpha_{\max} = 180 - (\tau + \delta),$$

δ - угол максимального раскрыва антенны НКА,

γ - максимальный угол раскрыва антенны ГНСС-приемника на борту КА,

α' - угол между направлениями линии визирования КА-ЦЗ и проекцией единичного вектора оси ОХ ССК на плоскость, образованную векторами НКА-ЦЗ и КА-ЦЗ ($\vec{e}_{ССК}^*$), причем $\cos(\alpha') = (\vec{e}_{ЦЗ}^{КА}, \vec{e}_{ССК}^*)$.

Сформированный в ПМО навигационный кадр в случае положительного результата анализа геометрической видимости НКА

поступает внутрь блока ГНСС-приемника для оценки возможности его обработки и использования в качестве измерения в соответствии с описываемыми далее моделями.

2.2.1.4. Модель приема измерений ГНСС антенной с учетом искусственных помех и ослаблением сигнала

Помимо геометрической видимости НКА, снижающей количество доступных ГНСС приемнику КА сигналов для возможной обработки в бортовом приемнике, необходимо учитывать следующие факторы, влияющие на прием радиосигналов:

- Ослабление мощности сигнала при распространении;
- Влияние диаграммы направленности приемной антенны КА на мощность поступающего в гетеродинный тракт ГНСС приемника сигнала;
- Воздействие мощной широкополосной помехи, направленной в сторону приемной антенны КА;
- Работа бортовых частотных фильтров;

Рассмотрим их.

2.2.1.4.1. Модель приемной ГНСС антенны КА на ГСО и ВЭО

Модель приемной ГНСС – антенны должна включать в себя диаграмму направленности антенны, основной характеристикой которой является коэффициент усиления сигнала в зависимости от угла приема сигнального радиолуча.

Вид используемых диаграмм направленности на аппаратах рассматриваемого типа чрезвычайно разнообразен и зависит, главным образом, от целевого назначения антенны. Так как в нашем случае, фактически, речь идет о новой технологии применения ГНСС сигнала для автономной навигации на высоких орбитах, то мы вправе для решения задачи определить нужную нам диаграмму, вид которой будет способствовать лучшим характеристикам приема. Вообще говоря, в случае использования

фазированной антенной решетки, вид диаграммы может принимать нужную форму в зависимости от различных требований усиления/ослабления сигнала со стороны конкретного направления. Но в нашей работе все же постараемся определить по возможности такой диаграммы, который бы не требовал перенастройки.

Итак, подчеркнем, что в настоящей работе автором предлагается искусственно сформировать такой вид диаграммы направленности антенны, который позволил бы максимальным образом улучшить характеристики работы ГНСС-приемника. Этому могут поспособствовать следующие показатели:

- Максимальное ослабление диаграммы антенны по направлениям действия помехи;
- Минимальное ослабление сигнала по направлениям приема сигналов ГНСС;
- Как можно большая ширина диаграммы, включающая в себя все диапазоны углов приема ГНСС сигналов;

Чуть забегаая вперед, отметим, что результаты имитационного моделирования областей видимости НКА (без моделирования движения КА и НКА) показали [25], что наиболее используемыми при приеме сигнала ГНСС являются углы визирования 18 – 23 градуса:

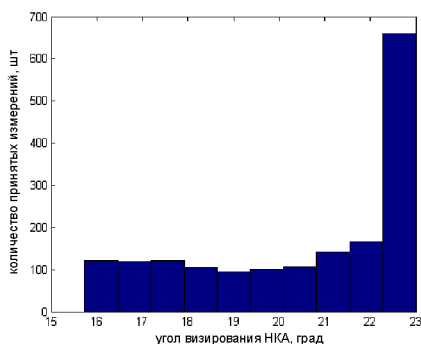


Рисунок 5. Зоны приема сигналов ГЛОНАСС(1800 приемов).

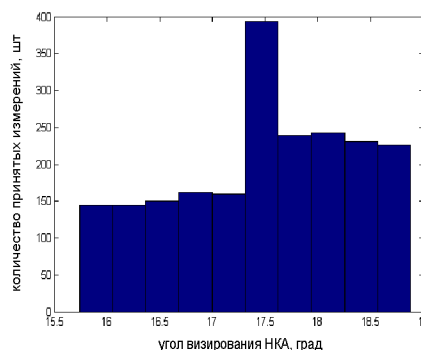


Рисунок 6. Зоны приема сигналов GPS(2000 приемов).

На Рисунок 5. Зоны приема сигналов ГЛОНАСС(1800 приемов). и Рисунок 6. Зоны приема сигналов GPS(2000 приемов). изображены гистограммы углов приема сигналов ГНСС приемной антенной КА с удовлетворительным соотношением сигнал/шум, то есть с таким соотношением, значение которого позволяет осуществлять прием, селекцию и обработку ГНСС сигналов. По оси ординат на рисунках отложено количество полученных измерений, по оси абсцисс – угол визирования НКА (угол приема навигационного радиосигнала). Границы диапазона 16 – 23 градуса, за которыми нет ни одного принятого и обработанного сигнала ГНСС обусловлены следующими ограничениями: до 16 градусов – перекрытием навигационного сигнала Землей и ее помехонасыщенной атмосферой, свыше 23 градусов – раскрывом излучающей антенны НКА ГНСС.

ГНСС-антенна КА на ГСО

С учетом вышеизложенного, можно сделать вывод, что всю область «раскрыва» приемной ГНСС–антенны КА можно разделить на 3 зоны – внутренняя зона максимального ослабления сигнала, средняя зона – зона приема ГНСС сигналов и 3 зона – ослабления сигнала. На рисунке 11 представлено центральное сечение идеальной апертуры, соответствующей выдвинутым требованиям.

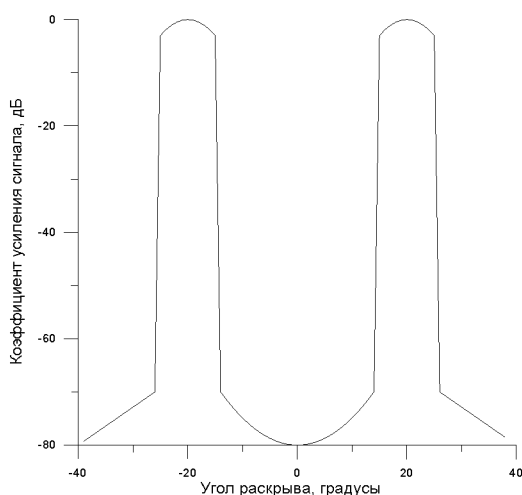


Рисунок 7. Сечение идеальной апертуры приемной ГНСС – антенны

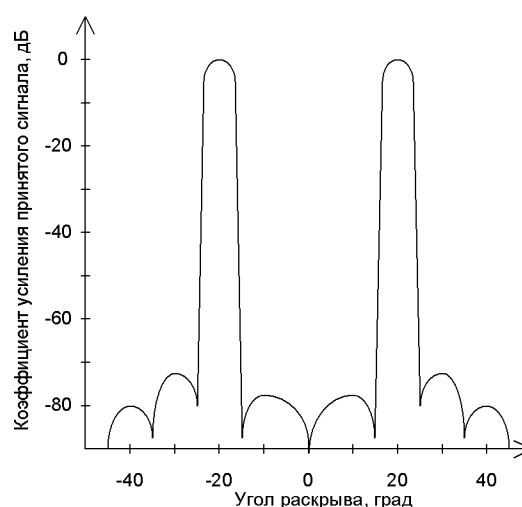


Рисунок 8. Очертания используемой апертуры антенны КА на ГСО

На Рисунок 7. Сечение идеальной апертуры приемной ГНСС – антенны видно, что апертура антенны представляет собой два лепестка небольшой ширины, с максимумами, направленными в углы -20° и 20° . Исходя из значения максимальной амплитуды помехи -100 дБ*Вт и минимально возможного приема сигнала НКА на уровне чувствительности до -164 дБ*Вт достаточным для надежного приема в условиях помех и селекции сигнала на фоне этих помех является максимальное ослабление антенны -70 дБ.

На практике подобный вид идеальной апертуры (рисунок слева) не достижим, поэтому при проведении имитационного моделирования целесообразно использовать наиболее близкую к требуемой диаграмму направленности существующих диаграмм, внешний вид которой представлен на Рисунок 8. Очертания используемой апертуры антенны КА на ГСО.

Преимуществами предложенной формы диаграммы направленности антенной системы являются:

- Отсутствие необходимости изменения формы в процессе проведения навигационных измерений;
- Отсутствие необходимости изменения направления основных лепестков.

Использование подобной апертуры позволяет удешевить и упростить получаемую конструкцию приемной ГНСС антенны, так как при использовании предлагаемой диаграммы направленности антенны достаточным будет установка фазированной антенной решетки (ФАР) взамен дорогостоящей и энергоемкой АФАР.

ГНСС-антенна при выведении на ГСО

В дополнение стоит рассмотреть приемную ГНСС антенну для КА на ВЭО, а также антенну, использование которой будет целесообразно при выведении КА на ГСО. Поясним здесь, что использование основной антенны

с диаграммой направленности, показанной выше, при выведении КА невозможно, так как в процессе выведения с использованием СПД ориентация аппарата постоянно меняется. Изменение ориентации заключается во вращении КА вокруг оси Oz и небольшого колебания вокруг оси Oy орбитальной СК. В этой связи в процессе выведения есть необходимость в установке второй антенны на боковой поверхности аппарата с подвижным приводом, возможности которого позволяют направлять вторую ГНСС антенну в сторону Земли.

ГНСС-антенна КА на ВЭО

Для КА на ВЭО, как уже отмечалось ранее, автором предлагается использовать две антенны. Первую антенну стоит разместить, как на КА на ГСО – ориентируя на Землю. Вторую приемную антенну с круговой диаграммой направленности следует разместить с обратной стороны КА, обратной Земле, по причине недостаточной видимости НКА [25], вызванной тем фактом, что большая часть орбиты КА на ЭВО проходит на уровне высоты, примерно соответствующей уровню высоты созвездий НКА. В этой связи для КА на ВЭО существуют лишь две возможности принять достаточное количество ГНСС сигналов – в апогее напросвет с обратной стороны Земли (как в случае с КА на ГСО) и в перигее, но лишь при наличии второй приемной ГНСС антенны, направление которой соответствует радиус-вектору КА в ЗССК. При этом, вид диаграммы направленности, определенный выше для КА на ГСО, не подходит под требования первой антенны КА на ВЭО ввиду изменяющейся высоты полета и, как следствие, изменяющимися углами визирования НКА. В этой связи на ВЭО по направлению на Землю должна быть установлена активная антенна с возможностью изменения ориентации основного лепестка приема. При этом селективность диаграммы направленности антенны нужно установить на таком же уровне, как у соответствующей диаграммы антенны КА на ГСО.

2.2.1.4.2. Модель активной радиопомехи

Как уже было сказано ранее, один из основных недостатков ГНСС приемника является подверженность его работы помехам различной природы. В настоящей работе ввиду важности постоянства работы ГНСС приемника в качестве источника измерений для бортовой интегрированной навигационной системы совершенно точно необходимо рассмотрение влияния широкополосной помехи на прием сигналов ГНСС антенной.

В этой связи в данной работе была рассмотрена простая модель наземной помехи со следящей за положением КА на горизонте системой (в случае использования КА на ВЭО) переменной мощности, эквивалент который на орбите ГСО составляет от -100 до -160 дБ. Для обеспечения гарантированных результатов работы ГНСС – приемника в подобных условиях, ширина частоты вещания помехи во всех экспериментах будет считаться бесконечной, а направление излучения будет совпадать с радиус-вектором КА в ЗССК.

2.2.1.4.3. Модель ослабления радиосигнала

Ввиду того, что данные о мощности излучаемого сигнала аппаратурой ГЛОНАСС | GPS недоступны в открытой литературе, рассчитать конечную приемную мощность сигнала с учетом существующих моделей затухания радиосигнала при распространении его в пространстве не представляется возможным. В этой связи в настоящей работе в целях получения достоверных результатов было решено воспользоваться открытыми экспериментальными данными, представляющими собой зависимость мощность принятого ГНСС антенной КА на ГСО сигнала в зависимости от угла визирования НКА [8]. Зависимость мощности принимаемого ГНСС сигнала от направления приема, полученная в результате натурных экспериментов с использованием КА на ГСО, приведена Рисунок 9.

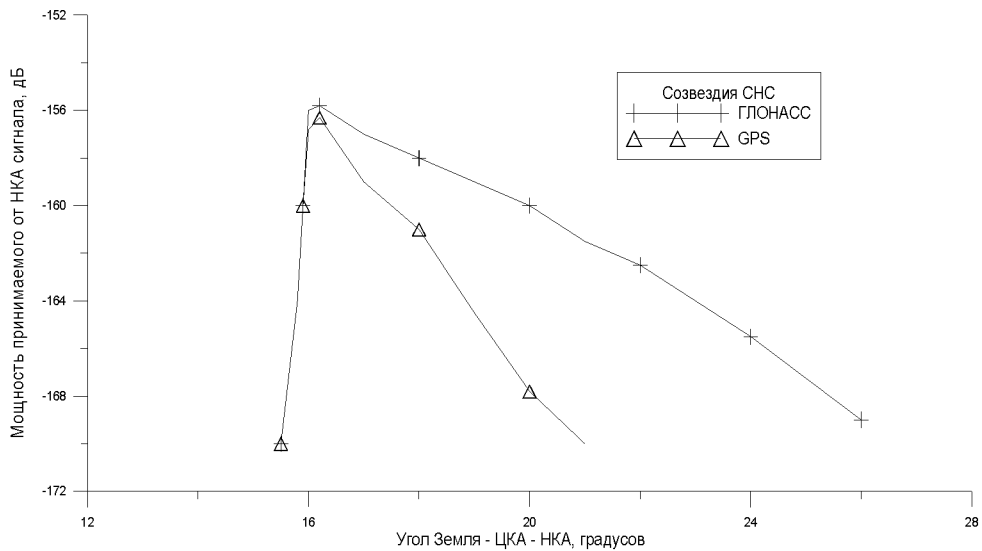


Рисунок 9.

Как показано на рисунке выше, зависимость непрерывна и может быть интерполирована кубическими сплайнами внутри граничных точек. На основе рассчитанного угла визирования НКА со стороны КА с использованием интерполяционного полинома в каждый момент времени в ПМО вычисляется эквивалентная мощность с поправкой на расстояние, проходимое радиосигналом по следующему соотношению [26]:

$$P_{ном}(r) = 10 \cdot \log_{10} \left(\frac{P_{ном}^0 \cdot 10^{12}}{|r|^2} \right) \quad (51)$$

где

r – расстояние, пройденное радиосигналом,

$P_{ном}^0$ - исходная мощность помехи, полученная на основе сплайнов с учетом приведены выше зависимостей, характерна для высоты ГСО.

Описанный подход позволяет опереться на реальные условия и получить достоверную модель мощности принимаемого на борту КА сигнала в зависимости от угла визирования НКА.

2.2.1.4.4. Модель измерений ГНСС-приемника

Непосредственной измерительной информацией ГНСС-приемника являются временные невязки на выходе коррелятора, вызванные временной

задержкой распространения радиосигналов НКА-КА, а также погрешностями.

В данной работе ввиду важности данного фактора было решено остановиться на наиболее полной доступной [19,20] модели формирования временных невязок в рамках первичной обработки сигналов на борту КА. Выбранная модель включает в себя модель формирования так называемых опорных (бортовых) измерений на основании сведений об истинном значении вектора состояния КА и векторов состояния НКА (то есть их взаимной дальности друг до друга и скорости относительно друг друга). Выражение для расчета измерения имеет вид:

$$S_k^i = c \cdot (\bar{t}_k - \bar{t}^i), \quad (52)$$

\bar{t}^i – показания бортовых часов в момент времени t_i ,

t^i – время излучения сигнала i -м спутником по шкале времени ГЛОНАСС,

\bar{t}_k – показания часов приемника в момент времени t_k .

t_k – время приема сигнала k -м приемником по шкале времени ГЛОНАСС,

Сдвиг часов спутника Δt^i и часов приемника Δt_k относительно ШВС ГЛОНАСС описываются следующими выражениями

$$\Delta t_k = \bar{t}_k - t_k, \quad (53)$$

$$\Delta t^i = \bar{t}^i - t^i, \quad (54)$$

Вводя время распространения сигнала τ_k^i между i -м спутником и k -м приемником, как

$$\tau_k^i = t_k - t^i, \quad (55)$$

представим уравнение псевдодальности в следующем виде:

$$S_k^i = c \cdot \tau_k^i + c \cdot (\Delta t_k + \Delta t_k^f) - c \cdot (\Delta t^i + \Delta t^{if}) \quad (56)$$

$$c \cdot \Delta t_k - c \cdot \Delta t^i = \delta S_{k\Delta}^i$$

Δt_k^f - литерная задержка в наземной аппаратуре во временной мере,

Δt^{if} - литерная задержка в бортовой аппаратуре во временной мере,

$c \cdot \Delta t_k$ –сдвиг (поправка) наземных часов относительно шкалы времени системы в линейной мере,

$c \cdot \Delta t^i$ – сдвиг (поправка) бортовых часов относительно шкалы времени системы в линейной мере,

$c \cdot \tau_k^i$ –геометрическая задержка, включая задержку в бортовом и наземном трактах и релятивизм, равная:

$$c \cdot \tau_k^i = \rho_k^i + \delta S_{КА}^i + \delta S_{к,ИП} - \delta S_{кРЕЛ}^i, \quad (57)$$

где $\delta S_{КА}^i, \delta S_{к,ИП}, \delta S_{кРЕЛ}^i$ –поправки

$\delta S_{КА}^i = 0$ - поправка за КА, учтена в эфемеридах, посредством учёта привязки эфемерид к точке излучения сигнала и в ЧВП, как задержки АФНС;

$\delta S_{к,ИП}$ - поправка за НАП, учитывается потребителем с учётом особенностей приёмника, применяемой антенны и условий сопряжения приёмника с антенной;

$\delta S_{кРЕЛ}^i = 0$, релятивистская поправка учтена в ЧВП;

геоцентрическое расстояние НИП-НКА в линейной мере

$$\rho_k^i = D_{2k}^i (X_{КА}(t_k - \tau_k^i), X_{ИП}(t_k)) \quad (58)$$

где $X_{КА}(t_k - \tau_k^i)$ – геоцентрическое положение спутника в момент излучения сигнала $t_k - \tau_k^i$,

$X_{ИП}(t_k)$ – геоцентрическое положение приемника в момент приема сигнала t_k .

Выражение ($\rho_k^i = D_{2k}^i (X_{КА}(t_k - \tau_k^i), X_{ИП}(t_k))$) (58)) показывает,

что для расчета геометрической дальности показания часов приемника \bar{t}_k

необходимо скорректировать до величины t_k . Таким образом, необходимо знать ошибку часов приемника Δt_k .

В итоге, ошибка часов приемника и сдвиги БШВ НКА являются систематическими ошибками в работе ГНСС-приемника и в этой связи включены в расширенный вектор состояния системы. Речь об этом пойдет в разделе описания алгоритма интеграции данных.

Все остальные ошибки носят случайный характер и вычисляются с использованием генератора случайных ошибок на основании нормально распределенных случайных величин и процессов с заданными характеристиками. Количественные значения этих характеристик приведены в разделе исходных имитационного моделирования процесса функционирования разрабатываемой астро-спутниковой системы на борту КА.

2.2.2. Аппаратные средства для проведения межспутниковых измерений между КА на ГСО и КА на ГСО или ВЭО

В настоящее время межспутниковая линия обмена и измерений находится в стадии своего развития и получила осязаемое тестовое внедрение лишь в аппаратных комплексах навигационных КА. Тем не менее ввиду определенных преимуществ не исключено дооснащение всех КА подобными устройствами, цель которых – повысить точность и надежность навигационного решения. В самом деле, в случае установки подобного оборудования на одном из КА на ГСО, другие КА на ГСО и ВЭО, попадающие в область возможных сеансов с исходным КА с такой аппаратурой, могли бы использовать радиолинию для получения дополнительных измерений. Особенно это необходимо при недостаточных условиях видимости НКА. Таким образом, качество навигационных определений при взаимной работе нескольких КА на ГСО, ВЭО и с учетом сигналов НКА непременно повысится.

Как уже было сказано выше, технология использования МСИ достаточно нова. В этой связи трудно составить настолько же подробную

модель для нее, насколько это можно сделать для ГНСС-приемника. В этой связи ограничимся статистической моделью для формирования измерения псевдодальности на борту отдельного взятого КА, основанной на следующем соотношении:

Результат измерений псевдодальности на i -ом КА может быть представлен следующим выражением:

$$\tilde{D}_{ij}(t) \stackrel{def}{=} c\Delta T_{ij} + c\tau_{ij} + \delta_{ij} = D_{ij}(t', t) + c\Delta T_{ij} + \delta_{ij}^{\phi\psi} + \delta_{ij}^{rel} + \delta_{ij}^{plaz} + \delta_{ij}^{nep} + \delta_{ij}^{npriem} + \xi_{ij} \quad (59)$$

где

$\tilde{D}_{ij}(t)$ - измеренное значение псевдодальности между i -м и j -м КА на момент t приема сигнала;

ΔT_{ij} - расхождение бортовых часов i -го КА и j -го КА,

τ_{ij} - время распространения сигнала,

D_{ij} - геометрическая дальность между i -м и j -м КА;

t' - момент излучения сигнала с i -го КА;

c - скорость света;

$\delta_{ij}^{\phi\psi}$ - поправка, обусловленная смещением фазового центра приемной АФУ БАМИ i -го КА и передающего АФУ j -го КА относительно центра масс соответствующего КА;

$\delta_{ij}^{\delta\dot{\alpha}\dot{\epsilon}}$ - поправка для компенсации релятивистских эффектов;

$\delta_{ij}^{i\dot{\epsilon}\dot{\alpha}\dot{\zeta}}$ - поправка для компенсации задержки сигнала в плазмосфере;

$\delta_i^{i\dot{\alpha}\dot{\delta}}$ - поправка для компенсации задержки сигнала в передатчике j -го КА;

$\delta_j^{i\dot{\delta}\dot{\epsilon}\dot{\alpha}\dot{\delta}}$ - поправка для компенсации задержки сигнала в приемнике i -го КА;

ξ_{ij} - шумовая (быстроменяющаяся) погрешность измерений.

Для повышения точности в интегральном фильтре бортовой интегрированной системы было решено использовать не само непосредственное измерений, а их сумму, что, таким образом, позволяет исключить расхождения часов обоих КА в межспутниковой линии. С учетом сказанного выражение для расчета дальности приобретает следующий вид:

$$\begin{aligned} \tilde{D}_{ij}(t) + \tilde{D}_{ji}(t''') = D_{ij}(t', t) + D_{ji}(t'', t''') + \delta_{ij}^{\phi y} + \delta_{ji}^{\phi y} + \delta_{ij}^{rel} + \delta_{ji}^{rel} + \delta_{ij}^{nlas} + \delta_{ji}^{nlas} + \delta_i^{nep} + \delta_j^{nprim} + \\ + \delta_j^{nep} + \delta_i^{nprim} + \xi_{ij} + \xi_{ji} \end{aligned} \quad (60)$$

2.2.3. Модель измерений оптико-электронных астроприборов КА на ГСО и ВЭО

Традиционно используемые в составе бортового оборудования КА оптико-электронные астроприборы, включающие, в том числе Звездный, Солнечный и Земной датчики, применяются в силу следующих причин:

- Необходимость автономным образом оценивать угловую ориентацию КА в процессе выведения и функционирования на ГСО и ВЭО;
- Высокие требования к точности оценок вектора угловой ориентации КА рассматриваемого типа;

Здесь необходимо отметить, что в рамках проводимого автором исследования не ставится задача оценки эффективности работы и точности получаемых навигационных определений астрооптических приборов в зависимости от их конкретных характеристик и конструктивных особенностей. Более того, задача ориентации и управления угловым движением КА вокруг центра масс решена достаточно давно в самом широком смысле и в данной работе не рассматривается. Поэтому в рамках данной работы достаточным является использование стохастических моделей ошибок вышеупомянутых приборов.

2.2.3.1. Прибор ориентации на Землю

Измерения прибора ориентации на Землю формируются следующим образом [27]:

$$\begin{aligned} \mathcal{G}_{ДЗ} &= \mathcal{G}_{ДЗ}^{ист} + \Delta \mathcal{G}_{ДЗ}, \\ \gamma_{ДЗ} &= \gamma_{ДЗ}^{ист} + \Delta \gamma_{ДЗ}, \end{aligned} \quad (61)$$

где

$\mathcal{G}_{ДЗ}^{ист}, \gamma_{ДЗ}^{ист}$ - реальные («истинные») значения углов тангажа и крена в ССК КА;

$\Delta\vartheta_{ДЗ}, \Delta\gamma_{ДЗ}$ – погрешности определения углов тангажа и крена в ССК КА, задаваемые в виде:

$$\begin{aligned} \Delta\vartheta_{ДЗ} &= \Delta\vartheta_{ДЗ}^{сист} + \Delta\vartheta_{ДЗ}^{оэ} + \Delta\vartheta_{ДЗ}^{ортог} + \Delta\vartheta_{ДЗ}^{шум}, \\ \Delta\gamma_{ДЗ} &= \Delta\gamma_{ДЗ}^{сист} + \Delta\gamma_{ДЗ}^{оэ} + \Delta\gamma_{ДЗ}^{ортог} + \Delta\gamma_{ДЗ}^{шум}, \end{aligned} \quad (62)$$

где $\Delta\vartheta_{ДЗ}^{сист}, \Delta\gamma_{ДЗ}^{сист}$ - систематические ошибки определения углов тангажа и крена, рассматриваемые как случайные величины, характеристики которых указаны ниже;

$\Delta\vartheta_{ДЗ}^{оэ}, \Delta\gamma_{ДЗ}^{оэ}$ - ошибки определения углов тангажа и крена, вызванные неидеальностью земного эллипсоида, рассматриваемые как случайные величины, характеристики которых указаны ниже;

$\Delta\vartheta_{ДЗ}^{ортог}, \Delta\gamma_{ДЗ}^{ортог}$ - погрешности из-за неортогональности и перекоса осей чувствительности датчиков, рассматриваемые как случайные величины, характеристики которых указаны ниже;

$\Delta\vartheta_{ДЗ}^{шум}, \Delta\gamma_{ДЗ}^{шум}$ - шумовые составляющие ошибок определения углов тангажа и крена, рассматриваемые как стационарные случайные процессы, характеристики которых указаны ниже.

2.2.3.2. Прибор ориентации на Солнце

Измерения прибора ориентации на Солнце формируются следующим образом [27]:

$$\begin{aligned} \psi_{ДС} &= \psi_{ДС}^{ист} + \Delta\psi_{ДС}, \\ \gamma_{ДС} &= \gamma_{ДС}^{ист} + \Delta\gamma_{ДС}, \end{aligned} \quad (63)$$

где

$\psi_{ДС}^{ист}, \gamma_{ДС}^{ист}$ - реальные («истинные») значения углов рысканья и крена в ССК КА;

$\Delta\psi_{ДС}, \Delta\gamma_{ДС}$ – погрешности определения углов рысканья и крена в ССК КА, задаваемые в виде:

$$\begin{aligned} \Delta\psi_{ДС} &= \Delta\psi_{ДС}^{сист} + \Delta\psi_{ДС}^{ортог} + \Delta\psi_{ДС}^{шум}, \\ \Delta\gamma_{ДС} &= \Delta\gamma_{ДС}^{сист} + \Delta\gamma_{ДС}^{ортог} + \Delta\gamma_{ДС}^{шум} \end{aligned} \quad (64)$$

где $\Delta\psi_{ДС}^{сист}$, $\Delta\gamma_{ДС}^{сист}$ - систематические ошибки определения углов рысканья и крена, рассматриваемые как случайные величины, характеристики которых указаны ниже;

$\Delta\psi_{ДС}^{ортос}$, $\Delta\gamma_{ДС}^{ортос}$ - погрешности из-за неортогональности и перекоса осей чувствительности датчиков, рассматриваемые как случайные величины, характеристики которых указаны ниже;

$\Delta\psi_{ДС}^{шум}$, $\Delta\gamma_{ДС}^{шум}$ - шумовые составляющие ошибок определения углов рысканья и крена, рассматриваемые как стационарные случайные процессы, характеристики которых указаны ниже.

2.2.3.3. Звездный прибор

Измерения звездного прибора формируются следующим образом [28]:

$$\begin{aligned} \mathcal{G}_{зД} &= \mathcal{G}_{зД}^{ист} + \Delta\mathcal{G}_{зД} \\ \psi_{зД} &= \psi_{зД}^{ист} + \Delta\psi_{зД} \\ \gamma_{зД} &= \gamma_{зД}^{ист} + \Delta\gamma_{зД} \end{aligned} \quad (65)$$

где

$\mathcal{G}_{зД}^{ист}$, $\psi_{зД}^{ист}$, $\gamma_{зД}^{ист}$ - реальные («истинные») значения углов тангажа, рысканья и крена в ССК КА;

$\Delta\mathcal{G}_{зД}$, $\Delta\psi_{зД}$, $\Delta\gamma_{зД}$ – погрешности определения углов тангажа, рысканья и крена в ССК КА, задаваемые в виде:

$$\begin{aligned} \Delta\mathcal{G}_{зД} &= \Delta\mathcal{G}_{зД}^{сист} + \Delta\mathcal{G}_{зД}^{ортос} + \Delta\mathcal{G}_{зД}^{шум}, \\ \Delta\psi_{зД} &= \Delta\psi_{зД}^{сист} + \Delta\psi_{зД}^{ортос} + \Delta\psi_{зД}^{шум}, \\ \Delta\gamma_{зД} &= \Delta\gamma_{зД}^{сист} + \Delta\gamma_{зД}^{ортос} + \Delta\gamma_{зД}^{шум} \end{aligned} \quad (66)$$

где $\Delta\mathcal{G}_{зД}^{сист}$, $\Delta\psi_{зД}^{сист}$, $\Delta\gamma_{зД}^{сист}$ - систематические ошибки определения углов ориентации по соответствующим осям, рассматриваемые как случайные величины, характеристики которых указаны ниже;

$\Delta\mathcal{G}_{зД}^{ортос}$, $\Delta\psi_{зД}^{ортос}$, $\Delta\gamma_{зД}^{ортос}$ - погрешности из-за неортогональности и перекоса осей чувствительности датчиков, рассматриваемые как случайные величины, характеристики которых указаны ниже;

$\Delta\vartheta_{зД}^{шум}$, $\Delta\psi_{зД}^{шум}$, $\Delta\gamma_{зД}^{шум}$ - шумовые составляющие ошибок определения углов ориентации КА по соответствующим осям, рассматриваемые как стационарные случайные процессы, характеристики которых указаны ниже.

Таким образом, все перечисленные выше систематические ошибки, погрешности, вызванные неортогональностью и перекосом осей чувствительности датчиков астрооптических приборов, а также ошибки прибора ориентации на Землю, связанные с неидеальностью земного эллипсоида, моделируются случайными гауссовскими величинами с нулевыми математическими ожиданиями и соответствующими СКО.

Аддитивные шумовые составляющие ошибок астрооптических приборов представляются стационарными случайными процессами с нулевыми математическими ожиданиями и корреляционными функциями вида:

$$K_n = \sigma_n^2 e^{-h_n|\tau|} \quad (67)$$

где

σ_n - среднеквадратическое отклонение;

h_n - коэффициент затухания корреляционной функции для случайных погрешностей датчиков;

n – символ, обозначающий соответствующий астроприбор.

Дифференциальное уравнение формирующего фильтра для указанного случайного стационарного процесса с входным сигналом типа белого шума имеет вид [13]:

$$\dot{\mu}_n = -h_n \mu_n + \sqrt{2h_n} \sigma_n \varepsilon_n \quad (68)$$

где ε_n - белый шум единичной интенсивности

2.2.4. Гироскопический стабилизатор

Выражения для вычисления компонент вектора действующего на КА момента, создаваемого трехстепенным стабилизатором, основаны на кинематических соотношениях трехстепенного гироскопа в карданном

подвесе с переменным гироскопическим моментом. Приведем эти соотношения [12]:

$$\begin{cases} M_X = -M_{gx} \cdot \cos \mu + M_{gy} \cdot \tan \nu \cdot \sin \mu - M_{gz} / \cos \nu \cdot \sin \mu \\ M_Y = -M_{gy} \\ M_Z = -M_{gz} \cdot \cos \mu / \cos \nu + M_{gx} \cdot \sin \mu + M_{gy} \cdot \tan \nu \cdot \cos \mu \end{cases}, \quad (69)$$

где

M_{gx} , M_{gy} , M_{gz} - моменты, создаваемые моментными датчиками в шарнирах карданного подвеса;

μ , ν - углы разворота внешней и внутренней рамок подвеса соответственно, вычисление которых производится путем интегрирования следующих уравнений:

$$\begin{cases} \dot{\mu} = M_{gx} / \cos \nu / H + r \cdot \cos \mu + p \cdot \sin \mu - q \\ \dot{\nu} = M_{gy} / \cos \nu / H + M_{gz} \cdot \tan \nu / H + p \cdot \cos \mu - r \cdot \sin \mu, \\ \dot{H} = M_{gz} \end{cases}, \quad (70)$$

где

H и \dot{H} - кинетический момент гиромаховика и его производная соответственно.

В результате уравнения углового движения КА с учетом функционирования гироскопического стабилизатора содержат 9 соотношений. Также помимо уравнений необходимо определить управляющие воздействия, а именно записать уравнения для вычисления управляющих моментов M_{gx} , M_{gy} , M_{gz} . Пользуясь тем фактом, что углы ориентации связанных осей КА близки к нулю, можно привести уравнения

$$\text{системы } \begin{cases} M_X = -M_{gx} \cdot \cos \mu + M_{gy} \cdot \tan \nu \cdot \sin \mu - M_{gz} / \cos \nu \cdot \sin \mu \\ M_Y = -M_{gy} \\ M_Z = -M_{gz} \cdot \cos \mu / \cos \nu + M_{gx} \cdot \sin \mu + M_{gy} \cdot \tan \nu \cdot \cos \mu \end{cases}, \quad (69))$$

к линейному виду. В результате такой линеаризации каждый управляющий момент действует независимым образом на вращение КА вокруг одной степени свободы, в итоге выражения для моментов принимают вид:

$$\begin{aligned}
M_{gx} &= (K_{\varphi}\varphi + K_{\dot{\varphi}}\dot{\varphi})H \\
M_{gy} &= (K_{\theta}\theta + K_{\dot{\theta}}\dot{\theta})H, \\
M_{gz} &= (K_{\psi}\psi + K_{\dot{\psi}}\dot{\psi})H
\end{aligned}
\tag{71}$$

где K_{φ} , $K_{\dot{\varphi}}$, K_{ψ} , $K_{\dot{\psi}}$, K_{θ} и $K_{\dot{\theta}}$ – коэффициенты обратной связи по соответствующим компонентам вектора углового движения КА.

2.2.5. Газореактивные двигатели

В рамках данной работы было сделано допущение о постоянстве сообщаемого КА газореактивными двигателями (ГРД) импульса по каждому из каналов:

$$\begin{aligned}
M_{RX} &= \begin{cases} M, |\varphi| \geq \varphi_{MAX} \\ 0, |\varphi| < \varphi_{MAX} \end{cases} \\
M_{RY} &= \begin{cases} M, |\theta| \geq \theta_{MAX} \\ 0, |\theta| < \theta_{MAX} \end{cases} \\
M_{RZ} &= \begin{cases} M, |\psi| \geq \psi_{MAX} \\ 0, |\psi| < \psi_{MAX} \end{cases}
\end{aligned}
\tag{72}$$

где

M - сообщаемый КА момент, φ_{MAX} , θ_{MAX} , ψ_{MAX} - ограничения на углы ориентации КА. Надо отметить, что для уменьшения количества срабатываний ГРД в закон управления угловым движением КА включена нелинейность типа реле с зоной нечувствительности, равной некоторому максимальному уровню отклонений связанных осей КА относительно орбитальных, то есть в случаях, когда создаваемого гиросtabilизатором управляющего момента по каким-то причинам не хватает для стабилизации КА. При этом включение ГРД производится всегда дважды. Первый раз – для возврата к номинальному значению угла ориентации КА по каждой степени свободы, второй – для компенсации набранной вследствие работы ГРД угловой скорости КА.

2.2.6. Стационарный плазменный двигатель

В силу отсутствия в настоящее время аналитического представления профиля тяги СПД в рамках данной работы была разработана математическая модель такого двигателя, основанная на использовании результатов натурных и ресурсных испытаний. Типичный профиль тяги СПД, полученный в результате таких испытаний, приведен на рисунке 10 [29].

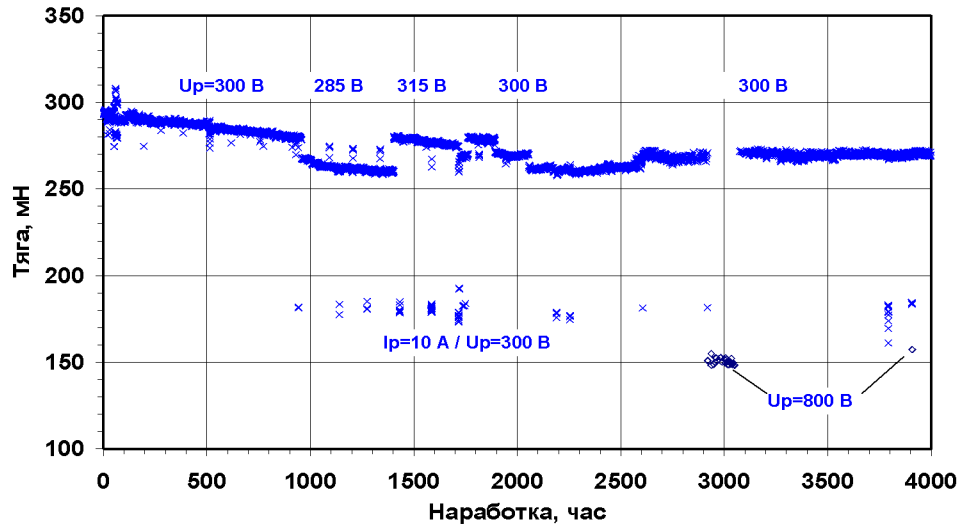


Рисунок 10.

Как следует из рисунка 10 тяга СПД даже в номинальном (штатном) режиме работы представляет собой случайный процесс вида:

$$P_R = P_N(U_0) + \Delta P(t) + \Delta P_{Sys}, \quad (73)$$

где

P_R - мгновенная величина тяги,

P_N - номинальное значение тяги при напряжении U_0 , представляемое как константа,

ΔP_{Sys} - систематическое отклонение тяги, представляется как случайная величина с нулевым МО и $D_{\Delta P_{Sys}}$,

$\Delta P(t)$ - флуктуация тяги, представляемая в виде случайного процесса со статистическими характеристиками $M\{\Delta P\} = 0$ и $K_{\Delta P} = \sigma_{\Delta P}^2 e^{-\mu_{\Delta P}|t|}$.

Таковы математические модели и алгоритмы, реализованные в ПМО моделирования процесса функционирования интегрированной системы навигации для КА на ГСО, ВЭО и при выведении на ГСО.

2.3. Выводы по главе 2

1. Рассмотрены исследуемые в настоящей работе объект: КА на ГСО, КА на ВЭО и КА при выведении на ГСО с использованием двигателя малой тяги.

2. Для каждого из объектов определена и описана математическая модель динамики управляемого движения и функционирования на борту аппаратных средств КА, входящих в состав интегрированной системы навигации.

3. Разработаны математические модели, необходимые для проведения имитационного моделирования «истинного» движения центра масс и углового движения вокруг центра масс КА для каждого из рассмотренных объектов.

4. Разработан и описан «облик» интегрированной навигационной системы для каждого из объектов.

5. Разработаны математические модели функционирования бортовой интегрированной навигационной системы с учетом широкого спектра неконтролируемых факторов, особенностей проведения измерений аппаратными средствами, в том числе оптико-электронными астродатчиками и бортовым многоканальным ГНСС – приемником, с учетом функционирования бортовой аппаратуры спутниковых систем навигационных космических аппаратов, а также влияния широкополосной помехи на условия приема ГНСС-сигнала.

6. Разработаны алгоритмы оптимальной фильтрации данных измерений в целях получения оценок компонент вектора состояния КА, включая методы и алгоритмы обработки измерений, компоненты оцениваемого вектора состояния на борту КА.

3. ГЛАВА. ПРОГРАММНЫЙ ИМИТАЦИОННЫЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ УПРАВЛЕНИЯ И НАВГАЦИИ КА НА ГСО, ВЭО И ПРИ ВЫВЕДЕНИИ НА ГСО С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СПД

Очевидно, что достоверность результатов имитационного моделирования обуславливается корректностью использованных математических моделей и алгоритмов. Однако, не последнюю роль в этом играет и разработка программно-математического обеспечения, в котором должны быть реализованы все разработанные модели и алгоритмы.

Разработанное автором ПМО, в составе которого реализованы перечисленные в Главе 2 настоящей диссертацией модели и алгоритмы, представляет собой самостоятельный интерес, как инструмент исследований.

В настоящем разделе описаны архитектура и состав ПМО, моделирующего процесс функционирования бортовых интегрированных навигационных систем КА на ГСО и ВЭО и при выведении КА на ГСО.

3.1. *Общая архитектура ПМО*

Как известно, в настоящее время традиционным, при построении ПМО, моделирующего работу составных многокомпонентных распределенных систем, является объектно-ориентированный подход. В настоящей работе использование такого подхода обусловлено следующими причинами:

- Значительное количество разрабатываемых модулей, содержащих математические модели;
- Необходимость в обеспечении возможности использования альтернативных моделей с идентичным интерфейсом, включая механизм переключения между ними в процессе моделирования;

- Возможность быстрой модификации отдельных частей ПМО без изменения интерфейсов и процедур, в том числе, за счет наращивания динамически перегружаемых методов.

Общая функциональная схема созданного ПМО представлена на рисунке 11.

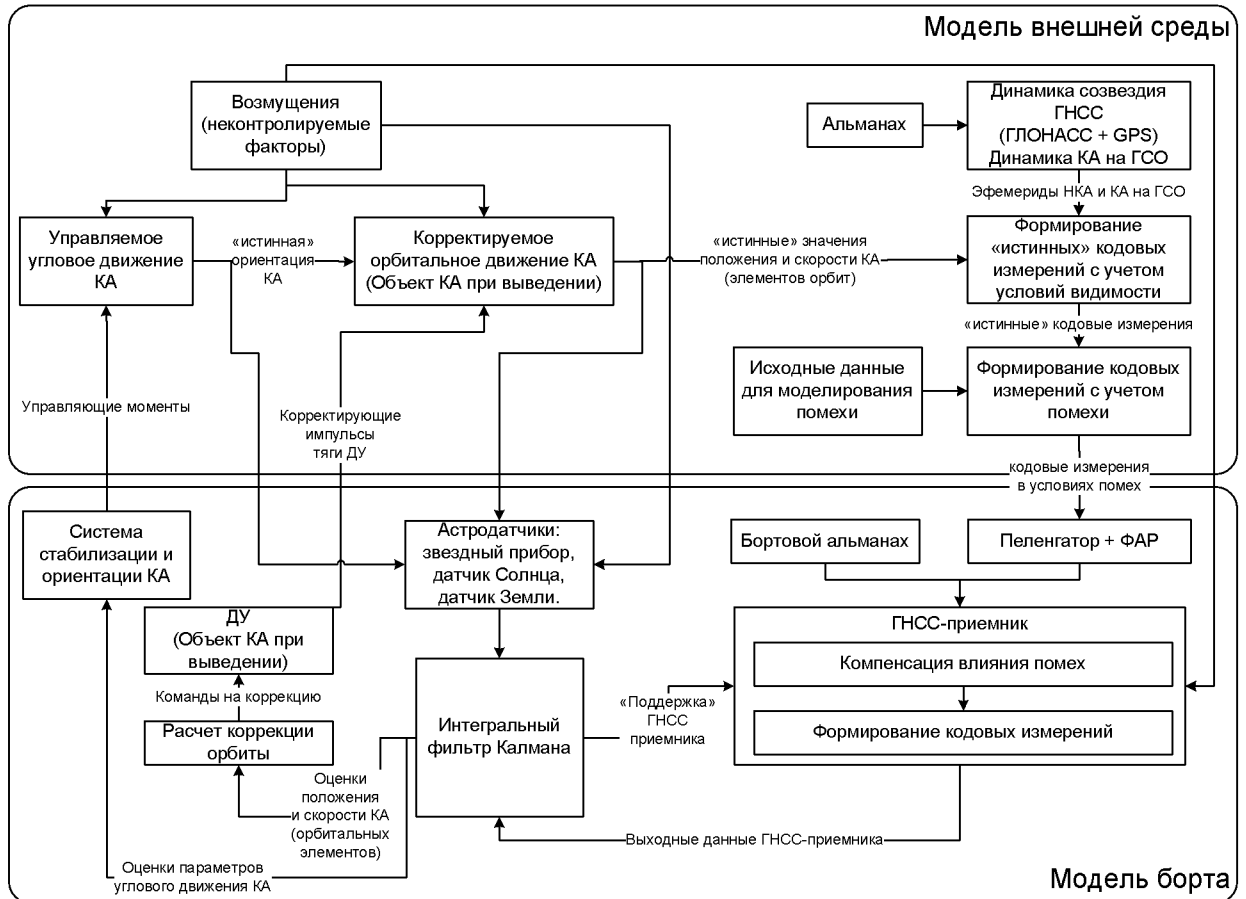


Рисунок 11.

Как следует из рисунка, комплекс фактически разбит на два основных блока: блок Объекта и блок внешней среды. Здесь стоит остановиться на взаимодействии отдельных частей ПМО, заключенных в классы.

3.2. Взаимодействие классов

Ниже на рисунках будут представлены общие статические диаграммы классов разработанного ПМО, оформленные в соответствии с нотацией UML [30]. В целях экономии места все классы будут представлены без перечисления полей и методов. Это сделано для того, чтобы акцентировать

внимание на общую компоновку ПМО и связи классов, а не на состав отдельных модулей.

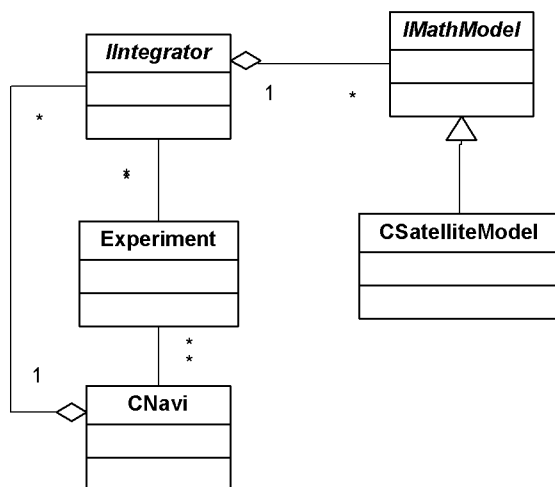


Рисунок 12.

Как следует из диаграммы на рисунке Рисунок 12.Рисунок 12 центральным классом ПМО является класс эксперимента. Данный класс отвечает за тип эксперимента, условия проведения, состав и значения исходных данных. Этот класс непосредственно использует интегратор Pntegrator, агрегирующий имитационную модель IMathModel, для моделирования «истинного» движения КА, а также класс бортового обеспечения CNav, реализующий функционирование интегрированной системы навигации КА. Ниже будут приведены более подробные диаграммы, раскрывающие дерево классов каждой ветви ПМО. Диаграмма классов на Рисунок 13 содержит связи класса CNav с другими моделями.

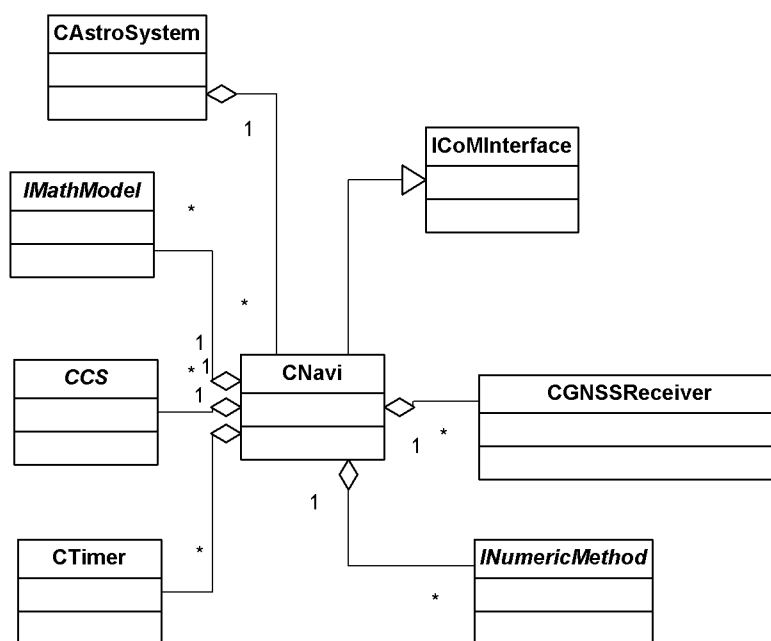


Рисунок 13.

На рисунке 13 представлены:

- класс CTimer необходим для синхронизации времени внутри ПМО, текущего в разрезе различных временных шкал;
- класс GNSSReceiver вместе с вспомогательными классами реализует имитационную модель бортового ГНСС-приемника;
- класс ICoMInterface необходим для упаковки участков траектории движения КА в полиномы Чебышева и последующего их использования при расчете вектора состояния КА на любой момент времени;
- класс CAstroSystem реализует имитационную модель бортового оптико-электронного оборудования;
- INumericMethod и IMathModel – абстрактные классы численного интегрирования и правых частей ОДУ в форме Коши соответственно.
- CCS является интерфейсом сервера координат небесных тел, доставаемых из файлов – каталогов (DELE405).

Диаграмма на рисунке Рисунок 14. содержит связи класса ГНСС-приемника с прочими классами, реализующими необходимые для имитации его функционирования моделями.

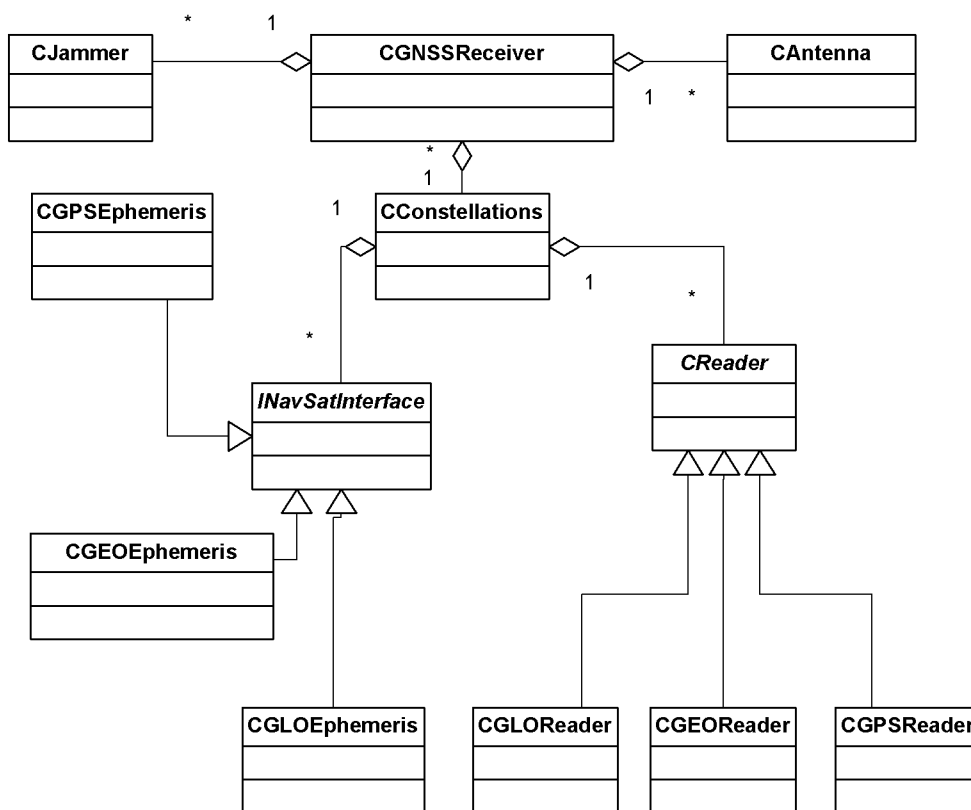


Рисунок 14.

Представленные на диаграмме выше классы:

- CJammer содержит модель помехи;
- CAntenna содержит модель приемных(ой) ГНСС-антенн(ы) КА;
- CConstellations содержит модели созвездий НКА;
- INavSatInterface содержит интерфейс модели движения НКА;
- CReader–абстрактный класс чтения файлов эфемерид НКА (в том числе RINEX);
- Классы-наследники реализуют конкретное поведение без изменения интерфейса своих предков.

Диаграмма ниже иллюстрирует иерархию классов, отвечающих за моделирование гравитационного потенциала Земли.

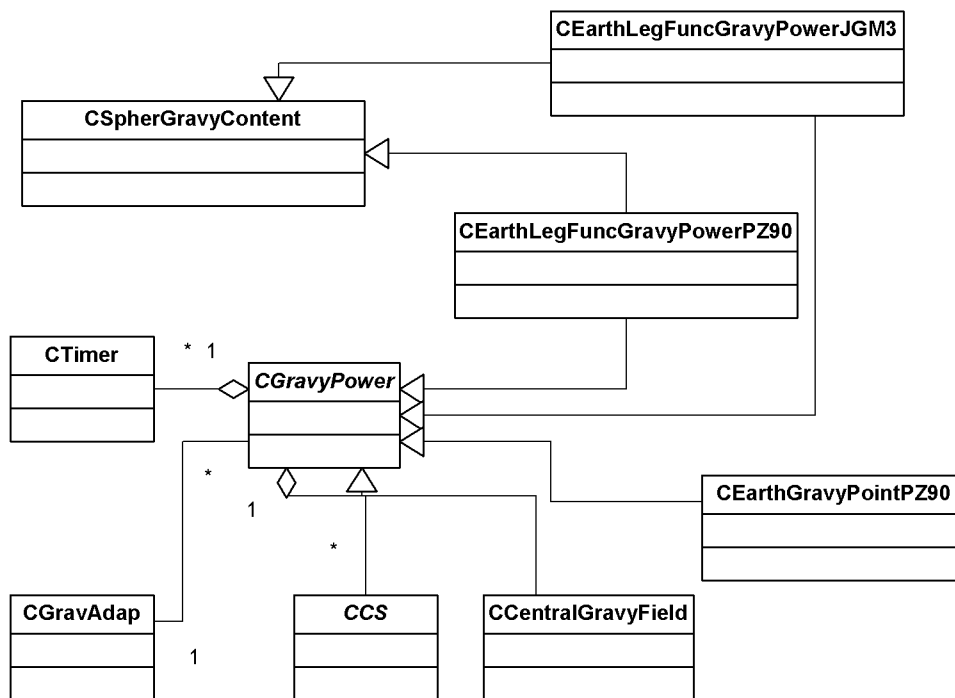


Рисунок 15.

Представленные на диаграмме выше классы:

- CGravyPower содержит абстрактный интерфейс модели гравитационного ускорения Земли;
- CGravyAdap служит адаптером чтения файлов с параметрами ГПЗ;
- CGravyContent содержит методы вычисления вспомогательных параметров для моделирования геопотенциала через ряды сферических функций;
- Классы-наследники реализуют конкретное поведение без изменения интерфейса своих предков.

Диаграмма ниже иллюстрирует иерархию классов, отвечающих за моделирование небесных тел Солнечной системы.

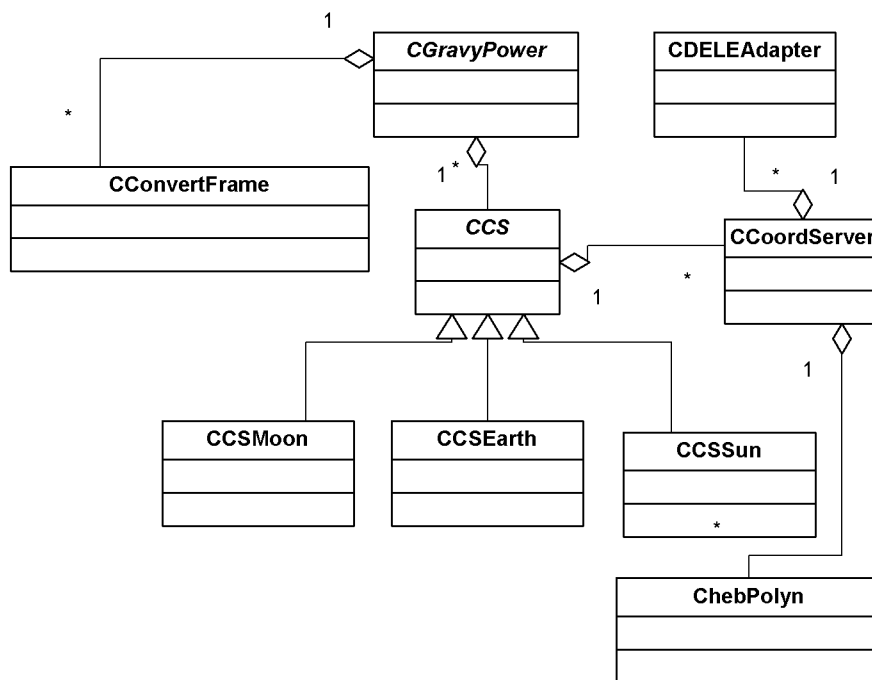


Рисунок 16.

Представленные на диаграмме выше классы:

- CConvertFrame содержит всевозможные соотношения для перевода между СК;
- ChebPolyn содержит реализацию математического аппарата полиномов Чебышева.
- CCoordServer содержит методы хранения и чтения файлов эфемерид планет для быстрого доступа к ним из выполняемой программы.

Диаграмма ниже иллюстрирует иерархию классов, отвечающих за моделирование работа астроприборов КА.

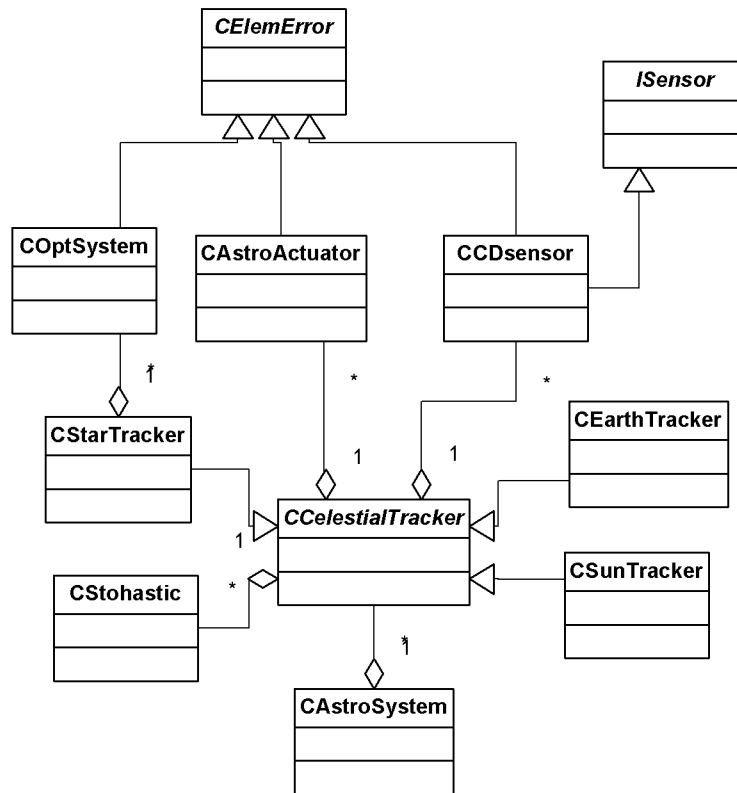


Рисунок 17.

Представленные на диаграмме выше классы:

- CAstroSystem реализует имитационную модель комплекса астроприборов КА;
- CCelestialTracker – интерфейс оптико-электронного астроприбора;
- ISensor реализует интерфейс простейшего датчика;
- CAstroActuator, COptSystem, CCDSensor реализуют имитационные модели ошибок компонент оптико-электронных приборов - привода, оптической системы и ПЗС-матрицы;
- CElemError реализует систематические ошибки приборов (используется в ПМО везде, где необходима реализация систематических ошибок);
- CStochastic реализует случайные величины и процессы по заданным параметрам;
- Классы-наследники реализуют конкретное поведение без изменения интерфейса своих предков.

Стоит отметить, что на представленных диаграммах все родительские классы соответствуют математическим моделям, имитирующим действие тех или иных факторов различной природы. Таким образом, изменение состава каждой математической модели организуется путем добавления нового наследника. Перекомпоновки ПМО при этом не требуется.

Отдельно стоит рассмотреть доработки и настройку интегрального фильтра системы навигации КА, обеспечивающие повышение точности вырабатываемого фильтром навигационного решения и улучшение устойчивости в условиях изменяющихся условий видимости НКА. Предпосылками к описываемым доработкам послужили переходные процессы в работе интегрального фильтра и потери устойчивости при резкой смене наблюдаемости, например, в пределах получаса. Настройка включает в себя:

- работу с подстраиваемым коэффициентом «скалярной» модификации фильтра – коэффициентом регуляции;
- оптимизацию шага проведения коррекций;
- количество используемых ГНСС-измерений;
- работу с априорными матрицами неопределенности векторов состояния КА – матрицами ковариации ошибок оценок.

Все вышеперечисленные меры подробно описаны в Приложении.

3.3. Выводы по Главе 3

1. Рассмотрена архитектура, состав и интерфейсы отдельных компонент ПМО для проведения имитационного моделирования процесса функционирования интегрированных систем КА на ГСО, КА на ВЭО и КА при выведении на ГСО.
2. Разработанный программный комплекс является гибким инструментом, позволяющим проводить имитационные исследования разработанных интегрированных систем КА в

различных конфигурациях и в широком диапазоне исходных данных.

3. Разработанный программный комплекс позволяет получить результаты в той форме, в которой существуют экспериментальные данные, тем самым верифицировав используемые модели.

4. ГЛАВА. МОДЕЛИРОВАНИЕ И АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ

Настоящая Глава посвящена анализу полученных результатов проведенного имитационного моделирования и разбита на подразделы в соответствии с рассматриваемыми объектами исследования, а именно: КА на ГСО, КА на ВЭО и КА при выведении на ГСО.

4.1. Процесс функционирования интегрированной системы КА на ГСО

Рассмотрим результаты, полученные в ходе имитационного моделирования процесса функционирования интегрированной системы навигации КА на ГСО, осуществленного при помощи разработанного ПМО.

4.1.1. Исходные данные

При проведении экспериментов использовались следующие исходные данные:

1. Точка старта КА

1.1. Долгота восходящего узла $\sim 0 + \Delta\Omega$, где $\max(\Delta\Omega) = 0.01$.

1.2. Наклонение орбиты $\sim 0 + \Delta i$, где $\max(\Delta i) = 0.01$.

1.3. Аргумент перигея $\sim 0 + \Delta\omega$, где $\max(\Delta\omega) = 0.01$.

1.4. Период обращения 86400сек. ± 10 сек.

1.5. Эксцентриситет $\sim 0 + \Delta e$, где $\max(\Delta e) = 0.002$.

1.6. Истинная аномалия = 0.

2. Начальная ориентация КА

2.1. Угол крена $\gamma(0) = 0 \text{ рад}$.

2.2. Угол рысканья $\psi(0) = 0 \text{ рад}$.

2.3. Угол тангажа $\vartheta(0) = 0 \text{ рад}$.

2.4. $\omega_x = 0 \text{ рад/с}$

2.5. $\omega_y = 0 \text{ рад/с}$

2.6. $\omega_z = 0 \text{ рад/с}$

3. Начальный фазовый вектор КА на борту. Индекс i означает истинное начальное значение параметра, индекс b – бортовое.
 - 3.1. $X_b = X_i + \Delta X$, где $\max(\Delta X) = 150$ метров.
 - 3.2. $Y_b = Y_i + \Delta Y$, где $\max(\Delta Y) = 150$ метров.
 - 3.3. $Z_b = Z_i + \Delta Z$, где $\max(\Delta Z) = 150$ метров.
 - 3.4. $\gamma_b = \gamma_i + \Delta \gamma$, где $\max(\Delta \gamma) = 0.01$ рад.
 - 3.5. $\psi_b = \psi_i + \Delta \psi$, где $\max(\Delta \psi) = 0.01$ рад.
 - 3.6. $\vartheta_b = \vartheta_i + \Delta \vartheta$, где $\max(\Delta \vartheta) = 0.01$ рад.
4. Время моделирования
 - 4.1. Для геостационарной орбиты ~90000сек или 50000сек.
5. Параметры помехи
 - 5.1. Мощность на антенне КА -100 дБ.
 - 5.2. Тип помехи – широкополосная, $\Delta \nu = 1$ гГц.
6. Параметры астродатчиков
 - 6.1. Солнечный датчик
 - 6.1.1. Максимальный угол по азимуту 180°
 - 6.1.2. Максимальный угол по наклонению 90°
 - 6.1.3. Максимальная систематическая ошибка $1'$.
 - 6.1.4. Случайная ошибка $3\sigma = 10''$.
 - 6.2. Земной датчик
 - 6.2.1. Максимальный угол по азимуту 176°
 - 6.2.2. Максимальный угол по наклонению 176°
 - 6.2.3. Максимальная систематическая ошибка $2'$.
 - 6.2.4. Случайная ошибка $3\sigma = 2'$.
 - 6.3. Звездный датчик
 - 6.3.1. Максимальный угол по азимуту 28°
 - 6.3.2. Максимальный угол по наклонению 28°
 - 6.3.3. Максимальная систематическая ошибка $1'$.
 - 6.3.4. Случайная ошибка $3\sigma = 55''$.

7. Ошибки ГНСС

7.1. ГЛОНАСС

- 7.1.1. СКО ошибок бортовой аппаратуры = 5 метров
- 7.1.2. СКО ошибок эфемерид = 3 метра
- 7.1.3. СКО ошибки бортового стандарта частоты = 1 метр
- 7.1.4. СКО аддитивной ошибки = 5 метров
- 7.1.5. СКО систематической ошибки в псевдоскорости = 0.3 м/с.

7.2. GPS

- 7.2.1. СКО ошибок бортовой аппаратуры = 3 метра
- 7.2.2. СКО ошибок эфемерид = 1 метр
- 7.2.3. СКО ошибки бортового стандарта частоты = 0.5 метра
- 7.2.4. СКО аддитивной ошибки = 5 метров
- 7.2.5. СКО систематической ошибки в псевдоскорости = 0.1 м/с.

8. Параметры антенны

- 8.1. Минимально возможная мощность принятого сигнала -165 дБ.
- 8.2. Ширина лепесков 18° .
- 8.3. Максимальное ослабление (селективность) – 80 дБ.

9. Эфемериды небесных тел солнечной системы:

- 9.1. ~~dele405.~~

10. Параметры атмосферы

- 10.1. Коэффициенты для расчета плотности ГОСТа 25645.115-84.

11. Частота работы бортовой аппаратуры 0.1 Гц

12. Массово-инерционные характеристики

- 12.1. Центральный момент инерции по оси x
 - 12.1.1. Панели в плоскости uoz = $18500 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$
 - 12.1.2. Панели в плоскости hoz = $18200 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$
- 12.2. Центральный момент инерции по оси y $\text{кг}\cdot\text{м}^2$
 - 12.2.1. Панели в плоскости uoz = $23700 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$
 - 12.2.2. Панели в плоскости hoz = $24000 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$
- 12.3. Центральный момент инерции по оси z

- 12.3.1. Панели в плоскости $uoz = 6600 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$
- 12.3.2. Панели в плоскости $hoz = 6600 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$
- 12.4. Разброс центрального момента инерции по оси $x = 10\%$
- 12.5. Разброс центрального момента инерции по оси $y = 10\%$
- 12.6. Разброс центрального момента инерции по оси $z = 10\%$
- 12.7. Положение центра масс относительно центра масс плоскости панелей по оси $x = 1960 \text{ мм}$
- 12.8. Положение центра масс относительно центра масс плоскости панелей по оси $yx = 0 \text{ мм}$
- 12.9. Положение центра масс относительно центра масс плоскости панелей по оси $zx = 0 \text{ мм}$
- 12.10. Разброс положения центра масс относительно центра масс плоскости панелей по оси $x = \pm 70 \text{ мм}$
- 12.11. Разброс положения центра масс относительно центра масс плоскости панелей по оси $y = \pm 30 \text{ мм}$
- 12.12. Разброс положения центра масс относительно центра масс плоскости панелей по оси $z = \pm 30 \text{ мм}$

4.1.2. Анализ результатов

Рассмотрим полученные результаты. Ниже в серии рисунков 18-25 представлены ошибки оценок координат и углов ориентации КА на геостационарной орбите. Также на рисунках 24,25 приведены ошибки оценок эквивалентных параметров орбиты КА – наклона, периода обращения и эксцентриситета.

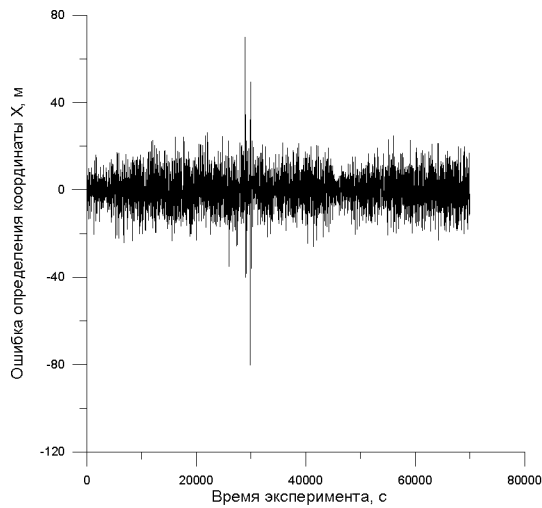


Рисунок 18. Ошибка определения координаты X КА на ГСО.

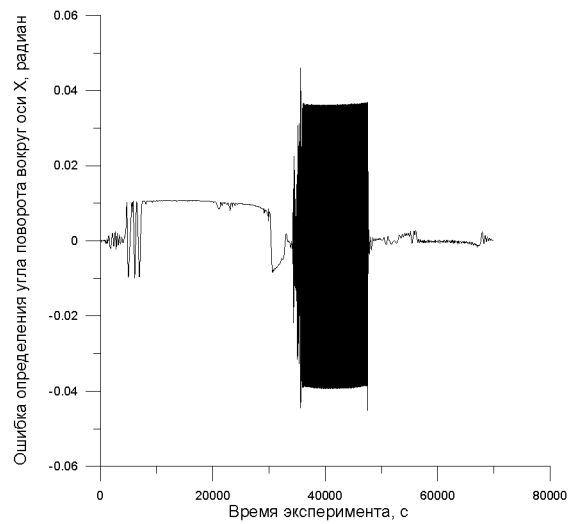


Рисунок 19. Ошибка определения угла поворота КА вокруг оси X.

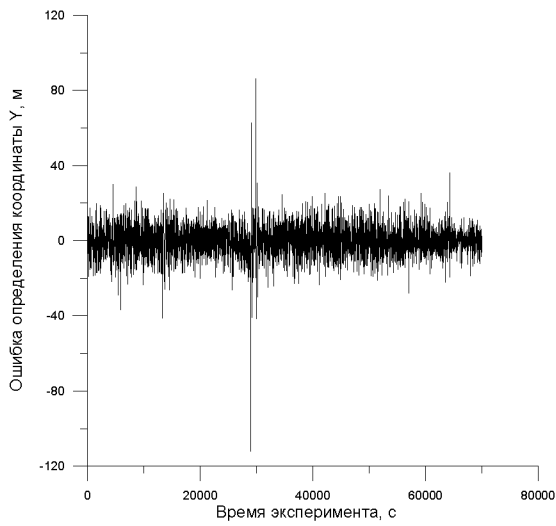


Рисунок 20. Ошибка определения координаты Y КА на ГСО.

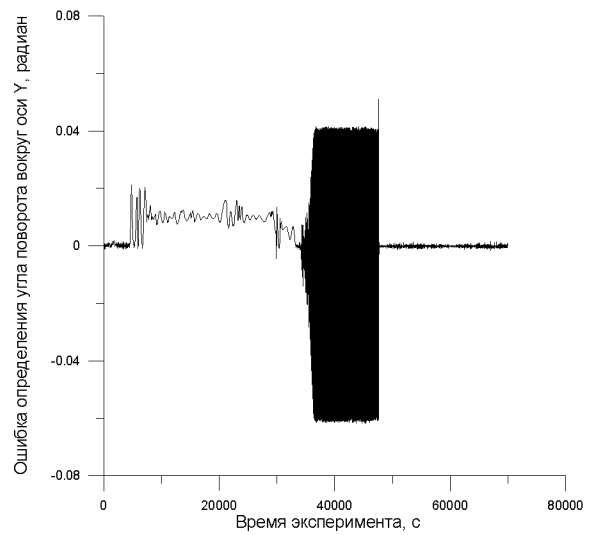


Рисунок 21. Ошибка определения угла поворота КА вокруг оси Y.

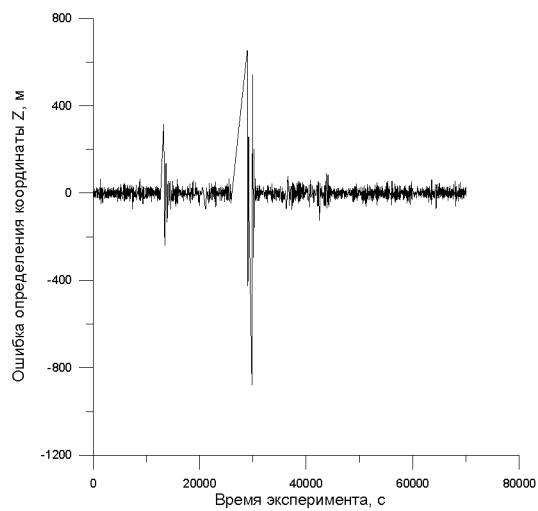


Рисунок 22. Ошибка определения координаты Z КА на ГСО.

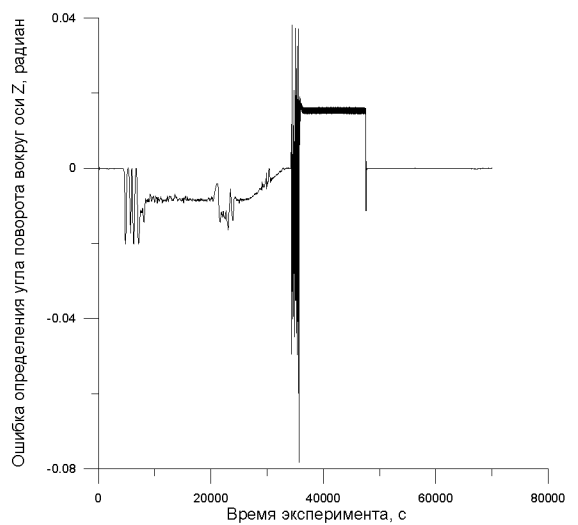


Рисунок 23. Ошибка определения угла поворота КА вокруг оси Z.

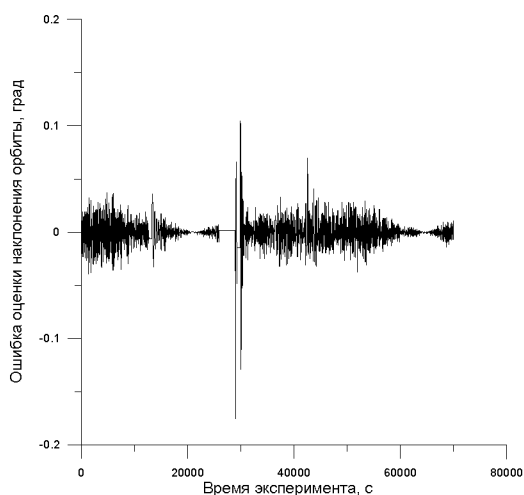


Рисунок 24. Ошибка определения наклона орбиты КА на ГСО

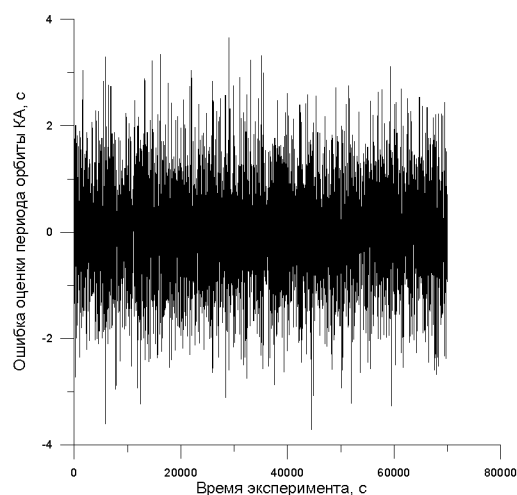


Рисунок 25. Ошибка определения периода орбиты КА на ГСО

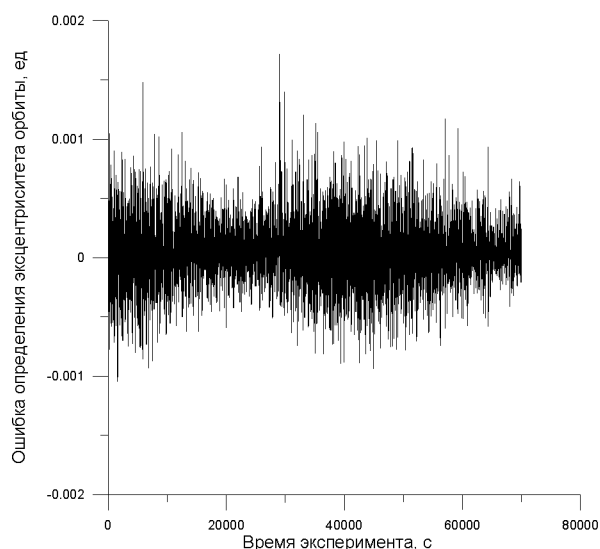


Рисунок 26. Ошибка определения эксцентриситета орбиты КА на ГСО

Зависимости на рисунках 18-25 показывают, что процесс оценивания координат КА на ГСО бортовой навигационной системой в целом устойчив, однако, в районе 30000 секунды возникают значительные возмущения, что связано с резкой сменой условий наблюдаемости НКА. Подтверждение этому можно найти на Рисунок 27. Количество видимых НКА приемной ГНСС антенне КА на ГСО., где отображено количество видимых НКА. В результате значительного изменения их количества интегральный фильтр обработки измерений работает в переходном процессе, который отчетливо виден на рисунках Рисунок 18, Рисунок 20 и Рисунок 22. По завершении переходного процесса навигационная система возвращается в штатный

режим работы и уровень ошибок определения координат снижается до 20 метров (3 СКО).

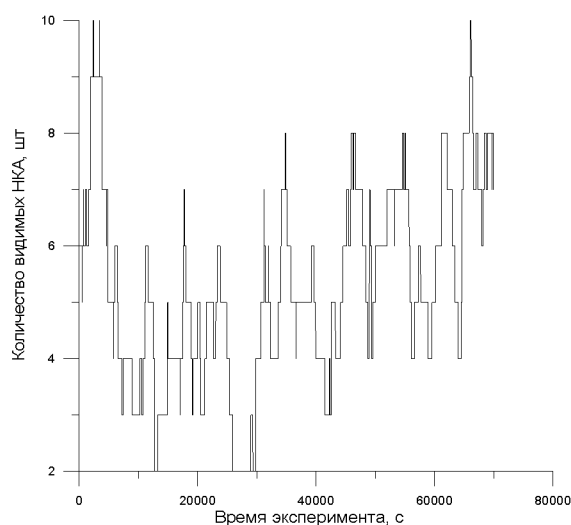


Рисунок 27. Количество видимых НКА приемной ГНСС антенне КА на ГСО.

Зависимости на рисунках Рисунок 19, Рисунок 21 и Рисунок 23 показывают, что процесс оценки углов ориентации КА также устойчив. Здесь стоит отметить, что на результат оценки углов ориентации КА влияют ошибки в оценках координат КА – чем больше ошибка оценок координат, тем больше ошибка в опорных значениях измерений датчика Земли и Солнца. По этой причине на рисунках Рисунок 19, Рисунок 21 и Рисунок 23 заметны переходные процессы. Также как и при определении координат, по завершении переходного процесса интегральный фильтр возвращается в штатный режим работы и вырабатывает высокоточное навигационное решение на уровне единиц угловых минут.

Зависимости ошибок оценок орбитальных параметров на рисунках 24 – 26 показывают, что уровень ошибок удовлетворяет поставленной в настоящей работе требованиям.

В дополнение стоит отметить, что приведенные результаты, в частности, на рисунке 27 показывают, что разработанные модели и алгоритмы корректны, что подкреплено соответствующими экспериментальными данными [8].

4.2. Процесс функционирования интегрированной системы КА при выведении на ГСО

4.2.1. Исходные данные

Исходные данные, используемые в экспериментах с выведением КА на ГСО в большей части совпадают с приведенными выше для КА на ГСО. Основное отличие есть только в начальных орбитальных параметрах КА.

Точка старта КА.

1. Долгота восходящего узла $\sim 220 + \Delta\Omega$, где $\max(\Delta\Omega) = 0.01$.
2. Наклонение орбиты $\sim 2.6 + \Delta i$, где $\max(\Delta i) = 0.01$.
3. Аргумент перицентра $\sim 180 + \Delta\omega$, где $\max(\Delta\omega) = 0.01$.
4. Период обращения $112320 \text{сек.} \pm 10 \text{сек.}$
5. Эксцентриситет $\sim 0.48 + \Delta e$, где $\max(\Delta e) = 0.02$.
6. Истинная аномалия = 180.

4.2.2. Анализ результатов

Рассмотрим полученные результаты моделирования процесса выведения КА на ГСО. Прежде всего, обратим внимание на зависимости количества наблюдаемых НКА созвездия ГЛОНАСС и эволюцию высоты орбиты КА на интервале от 1 до 12 суток. Эволюция количества видимых НКА на всем интервале выведения не приводится в силу повторяемости картины.

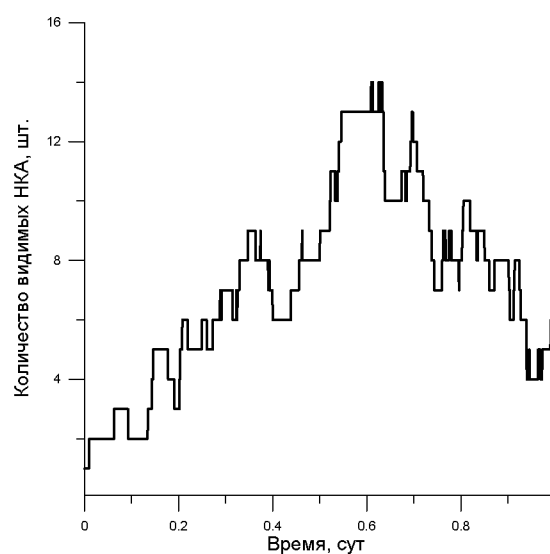
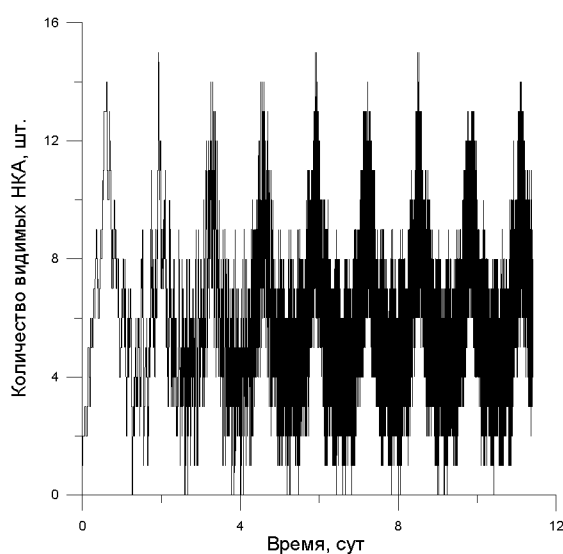


Рисунок 28. Количество видимых
НКА на длительном интервале

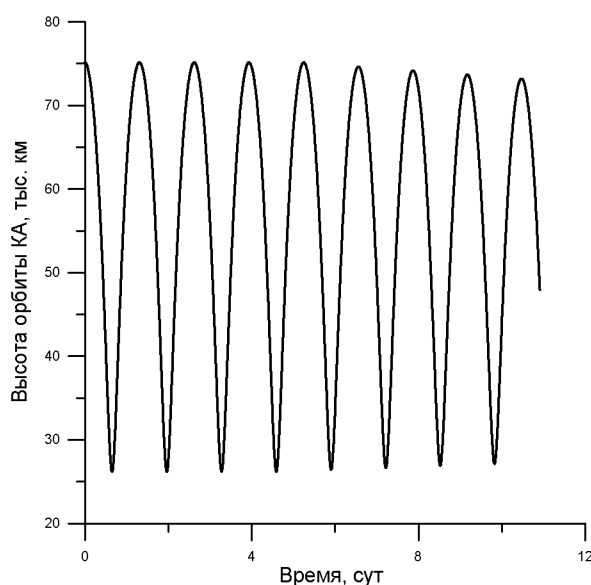


Рисунок 29. Количество видимых
НКА в течение суток

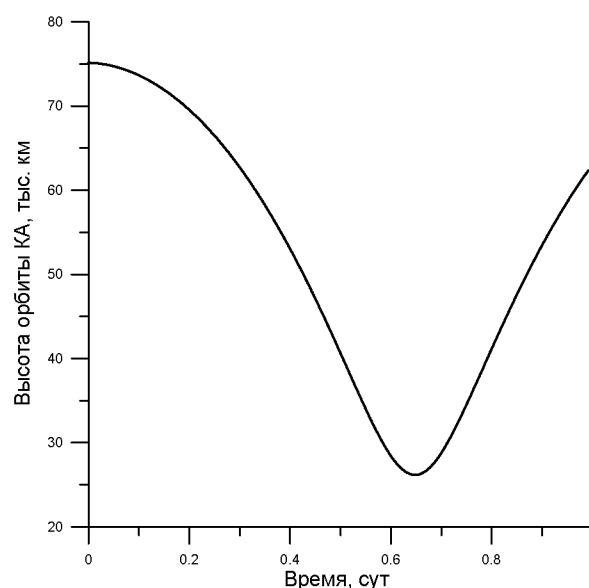


Рисунок 30. Высота орбиты КА

Рисунок 31. Высота орбиты КА

Представленная на рисунке Рисунок 28 зависимость показывают, что почти на всем интервале вывода КА на ГСО присутствуют интервалы видимости 3х и более НКА. Анализ зависимостей на рисунках Рисунок 29 и Рисунок 31 показывает, что периодическое увеличение высоты полета КА приводит к уменьшению количества видимых НКА. Поэтому отметим, что наиболее выгодным с точки зрения приема ГНСС-сигнала является интервал высот до 40 тыс. км, так как при этом видимыми оказываются более трех НКА, а ближе к 20 тыс. км их число возрастает до 8. Это означает, что условия наблюдаемости НКА в процессе выведения стабилизируются, так как орбита КА скругляется и высота стремится к 36 тыс. км., как следствие, исключаются участки с самыми худшими условиями наблюдаемости НКА, что и показано на рисунке 32.

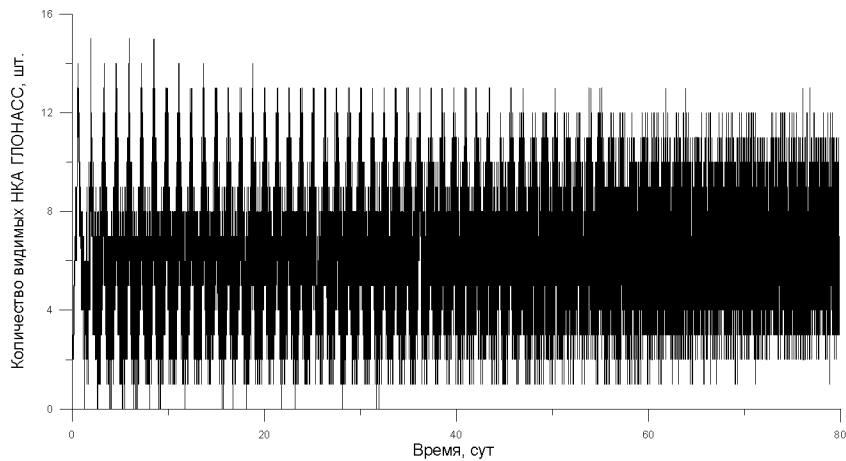


Рисунок 32. Количество видимых НКА в течение длительного интервала выведения.

В результате, разработанные алгоритмы позволяют даже в условиях наихудшей наблюдаемости НКА в процессе выведения на ГСО оценить компоненты его вектора состояния с точностью, уровень которой не хуже чем при функционировании интегрированной системы навигации КА на ГСО.

В целом, проведенное имитационное моделирование показало, что разработанная архитектура и алгоритмы функционирования интегрированной системы навигации КА позволяют решать поставленную задачу и при выведении КА, и при функционировании его на орбите.

Отдельно стоит рассмотреть процесс оценки компонент вектора тяги СПД. Проведенные эксперименты показали, что с учетом полученной точности навигационного решения, включающего оценки координат и компонент вектора скорости КА при выведении на ГСО, могут быть получены следующие характеристики ошибок оценок компонент вектора тяги СПД:

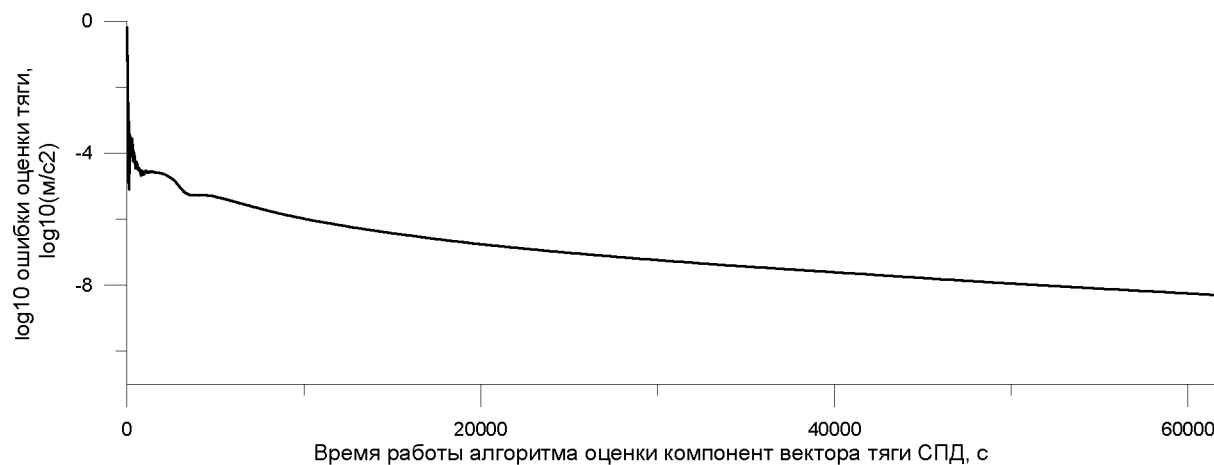


Рисунок 33.

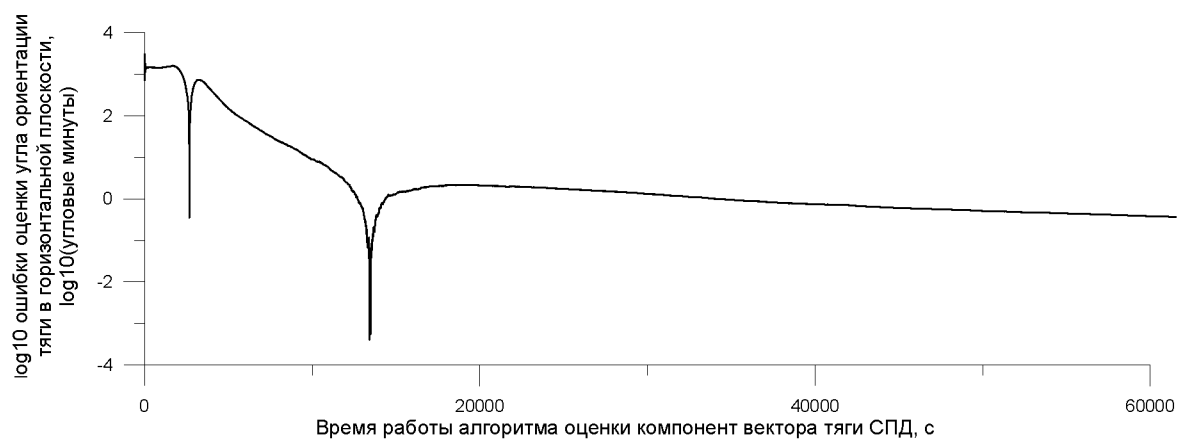


Рисунок 34.

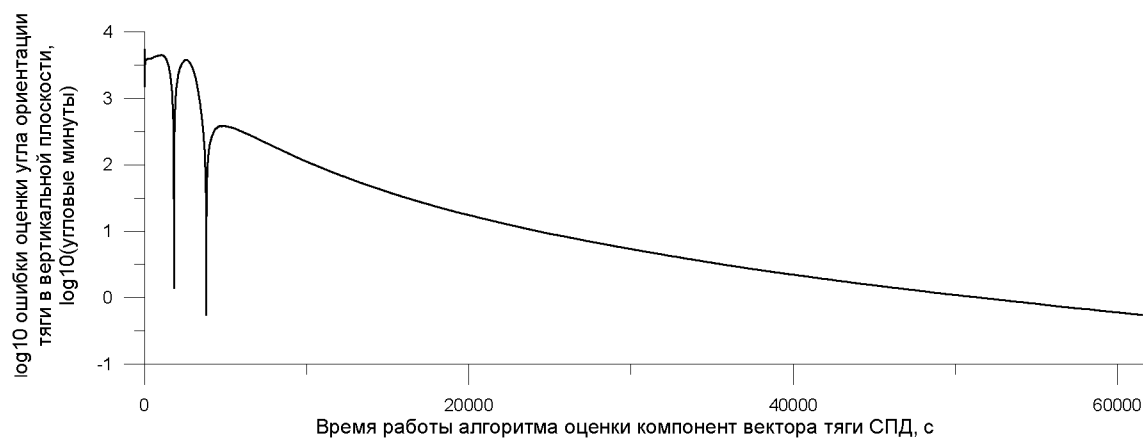


Рисунок 35.

Как показывают зависимости на рисунках Рисунок 33.Рисунок 35., уровень точности навигационного решения, который достижим при использовании интегрированной системы навигации КА на ГСО [5,21,25], достаточен для формирования высокоточных оценок компонент вектора тяги СПД. Данный алгоритм оценки тяги в течение нескольких часов работы вырабатывает оценки углов ориентации вектора тяги с ошибкой не более

единиц угловых минут (5 минут = 3 СКО) и фактического уровня с ошибкой не более 1% (3 СКО) от номинального значения тяги (1% соответствует ошибке в определении тяги $\sim 10^{-6} \text{ м/с}^2$), что позволяет успешно решать задачу управления для выведения КА на ГСО.

4.3. Процесс функционирования интегрированной системы КА на ВЭО

4.3.1. Исходные данные

Исходные данные для КА на ВЭО приведены ниже.

1. Точка старта КА

1.1. Долгота восходящего узла $\sim 0 + \Delta\Omega$, где $\max(\Delta\Omega) = 0.01$.

1.2. Наклонение орбиты $\sim 64^\circ + \Delta i$, где $\max(\Delta i) = 0.01$.

1.3. Аргумент перицентра $\sim 0 + \Delta\omega$, где $\max(\Delta\omega) = 0.01$.

1.4. Период обращения 38000 ± 50 сек.

1.5. Эксцентриситет $\sim 0.5 + \Delta e$, где $\max(\Delta e) = 0.002$.

1.6. Истинная аномалия = 0.

2. Начальная ориентация КА

2.1. Угол крена $\gamma(0) = 0 \text{ рад}$.

2.2. Угол рысканья $\psi(0) = 0 \text{ рад}$.

2.3. Угол тангажа $\vartheta(0) = 0 \text{ рад}$.

2.4. $\omega_x = 0 \text{ рад/с}$

2.5. $\omega_y = 0 \text{ рад/с}$

2.6. $\omega_z = 0 \text{ рад/с}$

3. Начальный фазовый вектор КА на борту. Индекс i означает истинное начальное значение параметра, индекс b – бортовое.

3.1. $X_b = X_i + \Delta X$, где $\max(\Delta X) = 15 \text{ метров}$.

3.2. $Y_b = Y_i + \Delta Y$, где $\max(\Delta Y) = 15 \text{ метров}$.

3.3. $Z_b = Z_i + \Delta Z$, где $\max(\Delta Z) = 15 \text{ метров}$.

3.4. $\gamma_b = \gamma_i + \Delta\gamma$, где $\max(\Delta\gamma) = 0.01 \text{ рад}$.

3.5. $\psi_b = \psi_i + \Delta\psi$, где $\max(\Delta\psi) = 0.01 \text{ рад}$.

3.6. $\vartheta_b = \vartheta_i + \Delta\vartheta$, где $\max(\Delta\vartheta) = 0.01 \text{ рад}$.

4. Время моделирования

4.1. Для высокоэллиптической орбиты $\sim 45000\text{-}50000\text{сек}/25000\text{сек}$.

5. Параметры помехи

5.1. Мощность на антенне КА -100 дБ.

5.2. Тип помехи – широкополосная, $\Delta\nu = 1\text{мГц}$.

6. Параметры астродатчиков

6.1. Солнечный датчик

6.1.1. Максимальный угол по азимуту 180°

6.1.2. Максимальный угол по наклонению 90°

6.1.3. Максимальная систематическая ошибка $1'$.

6.1.4. Случайная ошибка $3\sigma = 10''$.

6.2. Земной датчик

6.2.1. Максимальный угол по азимуту 176°

6.2.2. Максимальный угол по наклонению 176°

6.2.3. Максимальная систематическая ошибка $2'$.

6.2.4. Случайная ошибка $3\sigma = 2'$.

6.3. Звездный датчик

6.3.1. Максимальный угол по азимуту 28°

6.3.2. Максимальный угол по наклонению 28°

6.3.3. Максимальная систематическая ошибка $1'$.

6.3.4. Случайная ошибка $3\sigma = 55''$.

7. Ошибки ГНСС

7.1. ГЛОНАСС

7.1.1. СКО ошибок бортовой аппаратуры = 5 метров

7.1.2. СКО ошибок эфемерид = 3 метра

7.1.3. СКО ошибки бортового стандарта частоты = 1 метр

7.1.4. СКО аддитивной ошибки = 5 метров

7.1.5. СКО систематической ошибки в псевдоскорости = 0.3 м/с.

7.2. GPS

- 7.2.1. СКО ошибок бортовой аппаратуры = 3метра
 - 7.2.2. СКО ошибок эфемерид = 1метр
 - 7.2.3. СКО ошибки бортового стандарта частоты = 0.5 метра
 - 7.2.4. СКО аддитивной ошибки = 5метров
 - 7.2.5. СКО систематической ошибки в псевдоскорости = 0.1 м/с.
8. Параметры антенны
- 8.1. Антенны №1
 - 8.1.1. Ширина главного лепестка 20° .
 - 8.1.2. Максимальное ослабление (селективность) – 80 дб.
 - 8.2. Антенна №2
 - 8.2.1. Круговая поляризация.
 - 8.2.2. Максимальное ослабление – 10 дБ.
9. Эфемериды небесных тел солнечной системы взяты из de405\le405.
10. Параметры атмосферы
- 10.1. Коэффициенты для расчета плотности госта 4401-81
11. Частота работы бортовой аппаратуры 0.1 Гц
12. Массово-инерционные характеристики
- 12.1. Центральный момент инерции по оси x
 - 12.1.1. Панели в плоскости $y_{oz} = 18500 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$
 - 12.1.2. Панели в плоскости $x_{oz} = 18200 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$
 - 12.2. Центральный момент инерции по оси y $\text{кг}\cdot\text{м}^2$
 - 12.2.1. Панели в плоскости $y_{oz} = 23700 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$
 - 12.2.2. Панели в плоскости $x_{oz} = 24000 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$
 - 12.3. Центральный момент инерции по оси z
 - 12.3.1. Панели в плоскости $y_{oz} = 6600 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$
 - 12.3.2. Панели в плоскости $x_{oz} = 6600 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$
 - 12.4. Разброс центрального момента инерции по оси x = 10%
 - 12.5. Разброс центрального момента инерции по оси y = 10%
 - 12.6. Разброс центрального момента инерции по оси z = 10%

12.7. Положение центра масс относительно центра масс плоскости панелей по оси $x = 1960$ мм

12.8. Положение центра масс относительно центра масс плоскости панелей по оси $y_x = 0$ мм

12.9. Положение центра масс относительно центра масс плоскости панелей по оси $z_x = 0$ мм

12.10. Разброс положения центра масс относительно центра масс плоскости панелей по оси $x = \pm 70$ мм

12.11. Разброс положения центра масс относительно центра масс плоскости панелей по оси $y = \pm 30$ мм

12.12. Разброс положения центра масс относительно центра масс плоскости панелей по оси $z = \pm 30$ мм

4.3.2. Анализ результатов

Ниже представлены эволюции ошибок оценок координат и углов ориентации КА на высокоэллиптической орбите. Также показана эволюция ошибки оценки периода обращения КА.

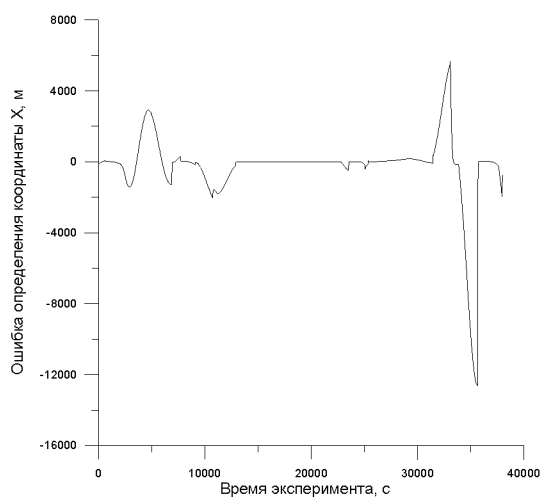


Рисунок 36. Ошибка определения координаты X КА на ВЭО.

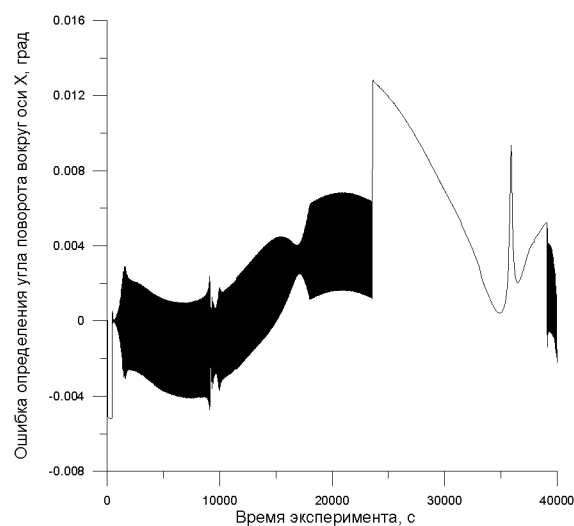


Рисунок 37. Ошибка определения угла поворота КА вокруг оси X.

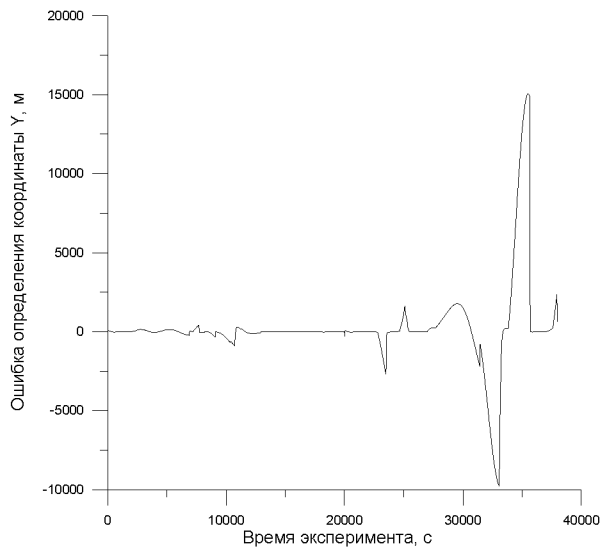


Рисунок 38. Ошибка определения координаты Y КА на ВЭО.

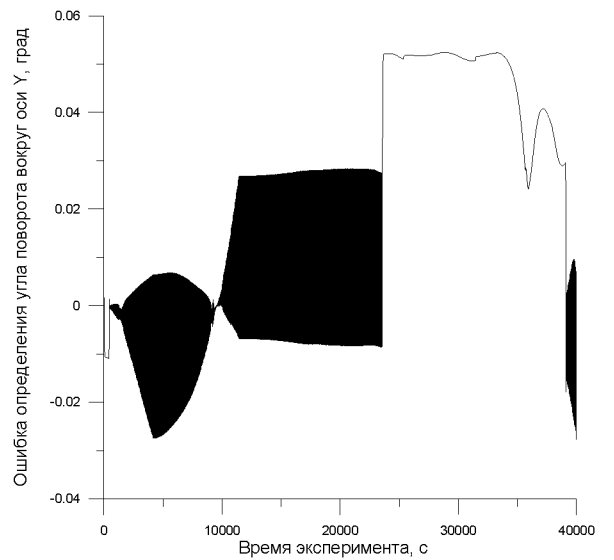


Рисунок 39. Ошибка определения угла поворота КА вокруг оси Y.

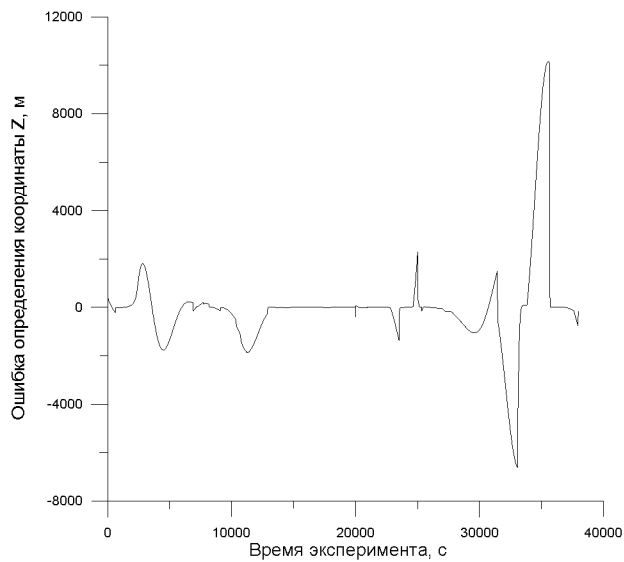


Рисунок 40. Ошибка определения координаты Z КА на ВЭО.

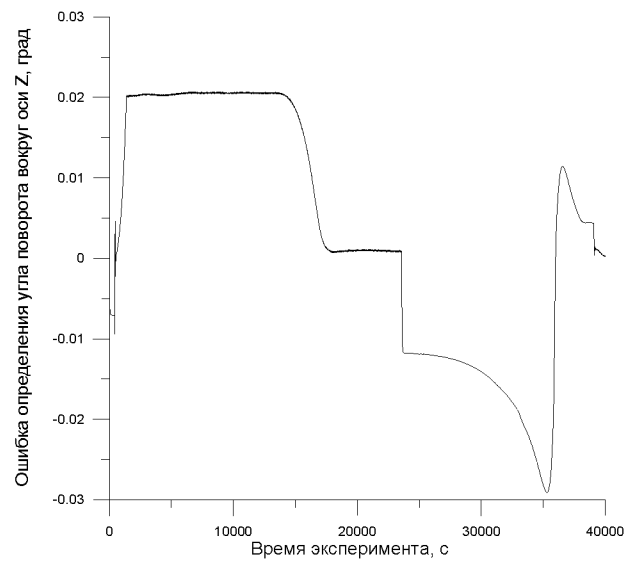


Рисунок 41. Ошибка определения угла поворота КА вокруг оси Z.

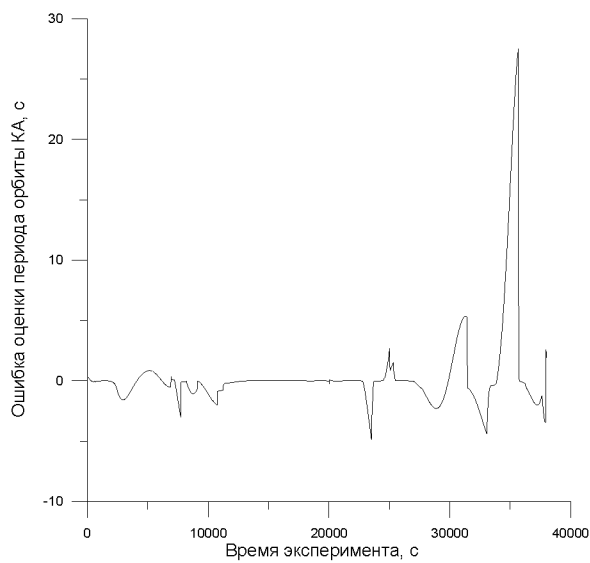


Рисунок 42. Ошибка оценки периода КА на ВЭО.

Полученные результаты показывают, что условия наблюдаемости НКА в процессе функционирования КА на ВЭО значительно хуже, чем у КА на ГСО. Однако, как свидетельствуют зависимости, представленные на рисунках Рисунок 37, Рисунок 39 и Рисунок 41, процесс навигационных определений остается стабильным в течение всего витка КА, что позволяет судить о правильности выбора архитектуры в пользу сильно связанной схемы, благодаря которой нарушение условий приема сигналов ГНСС не приводит к потере навигационного решения.

Уровень ошибок оценок углов ориентации КА в целом аналогичен полученному уровню для КА на ГСО, что объясняется близкими условиями функционирования интегрированной системы в части обработки измерений от астродатчиков.

Заметим, что у КА на ВЭО отсутствуют ярко выраженные установившиеся режимы работы фильтра, когда ошибки колеблются возле нуля, как это происходит в случае КА на ГСО, что связано, как уже было сказано, со значительным изменением условий наблюдаемости НКА. В итоге, можно утверждать, что для КА на ВЭО характерен постоянный переходной режим работы интегрального фильтра. Однако, даже в этих условиях разработанная интегрированная система навигации КА на ВЭО вырабатывает решение с точностью, удовлетворяющей поставленным требованиям для КА на ВЭО.

4.4. Требования к аппаратным средствам интегрированных систем навигации

Проведенные эксперименты имитационного моделирования, описанные выше и результаты отработки ПМО, позволили сформировать требования к составу и характеристикам бортовых аппаратных средств, а именно:

- Бортовой ГНСС-приемник должен иметь не менее 12 каналов, шесть из которых должны обеспечивать штатное получение

измерений для оценки компонент вектора состояния КА, другие шесть находиться в резерве и «следить» за другими НКА на случай изменения условий видимости НКА;

- Бортовой ГНСС-приемник должен обладать чувствительностью не менее -165 дБ*Вт;
- Селективность приемной ГНСС-антенны КА на ГСО и обращенной в сторону Земли антенны КА на ВЭО должна быть не менее 70 дБ;
- Антенна КА на ВЭО, обращенная к Земле, должна иметь активную фазированную диаграмму направленности;
- Максимальная ошибка (3 СКО) звездного и солнечного прибора не должна превышать 0.5 и 3 угловых минут соответственно;
- Максимальная ошибка угловой ориентации КА при выведении на ГСО, обеспечиваемая бортовой системой ориентации и стабилизации должна быть не более 6 угловых минут.

4.5. Выводы по Главе 4

1. Проведено имитационное моделирование процесса функционирования интегрированных систем навигации для КА на ГСО и ВЭО, а также при выведении КА на ГСО.

2. Оценена принципиальная возможность решения поставленных в настоящей работе задач путем использования современных и перспективных ГНСС-технологий.

3. Разработан инструмент для проведения исследований при анализе и разработке новых методов и алгоритмов для интегрированных систем навигации для КА на высоких орбитах.

4. Получены оценки точности вырабатываемого навигационного решения при функционировании КА на ГСО и ВЭО, которые составили соответственно для оценок:

4.1. периода обращения 5 секунд и 10 секунд;

- 4.2. эксцентриситета 0.001 в обоих случаях;
- 4.3. компонент положения КА 90 метров и 500 метров;
- 4.4. наклона не более 0.1 градуса в обоих случаях;

5. Получены оценки точности решения навигационной задачи при выведении КА на ГСО с использованием двигателя малой тяги, составляющие 9 метров и 1 м/с соответственно для компонент вектора состояния КА и 1% от номинала уровня тяги и 5 угловых минут по ориентации для компонент вектора тяги.

6. Разработанный облик интегрированных систем навигации позволяет решить поставленные технические задачи.

7. Сформированы требования к аппаратному составу и характеристикам интегрированных систем навигации для рассматриваемых в настоящей работе объектов.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате проведенных исследований показана возможность высокоточного решения навигационной задачи космических аппаратов, входящих в соответствующие системы мониторинга, связи, навигации, телекоммуникаций, телевидения и мультимедиа, ретрансляции на геостационарной и высоких эллиптических орбитах, на основе использования ГНСС – технологий. Одновременно обоснована возможность высокоточного автономного решения навигационной задачи при выведении полезной нагрузки на ГСО с использованием стационарного плазменного двигателя.

Такие возможности реализуются путем создания соответствующих интегрированных систем навигации, использующих в качестве основной навигационной аппаратуры многоканальный бортовой ГНСС-приемник. В настоящей работе сформирован облик таких интегрированных систем. При этом понятие «облик» в данном контексте включает:

- архитектуру соответствующей системы;
- аппаратный состав бортовых средств;
- математические модели соответствующего КА и бортовых аппаратных средств с учетом неконтролируемых факторов различной физической природы;
- алгоритмы функционирования интегрированной системы;
- основные характеристики интегрированных систем, включая характеристики точности решения навигационной задачи и требования к аппаратным средствам.

Решение задачи по формированию облика высокоточных интегрированных навигационных систем, функционирующих на ГСО и ВЭО, а также при выведении полезной нагрузки на ГСО с помощью СПД осуществлено путем имитационного моделирования процессов

функционирования интегрированных систем. Такое моделирование реализовано с использованием специально созданного объектно-ориентированного программного комплекса, представляющего самостоятельный интерес в качестве инструмента, допускающего варьирование аппаратного состава, архитектуры, алгоритмов функционирования, а также состава неконтролируемых факторов, учитываемых при моделировании.

Научную новизну настоящей работы обуславливают следующие результаты.

1. Сформирован в указанном выше смысле облик следующих интегрированных навигационных систем:

- Интегрированная навигационная система КА мониторинга, связи, навигации, телекоммуникаций и телевидения, мультимедиа и ретрансляции на ГСО;
- Интегрированная навигационная система КА мониторинга, связи и ретрансляции на ВЭО;
- Интегрированная навигационная система КА, выводимого на ГСО с помощью СПД;

2. Показано, что требования, предъявляемые к точности решения навигационных задач для перечисленных выше КА, достигаются, как правило, в рамках сильно связанной архитектуры соответствующей навигационной системы. Такая архитектура при использовании в качестве бортовых аппаратных средств многоканального ГНСС-приемника и оптико-электронных астроприборов обеспечивает следующие характеристики точности решения навигационной задачи:

- ошибка оценки периода обращения и эксцентриситета орбиты геостационарного КА не более 5 секунд (3 СКО) и 0.001 (3 СКО) соответственно;

- ошибка оценки наклона КА на ГСО не более 0.1 градуса (3 СКО);
 - ошибка оценок компонент координат КА на ГСО не более 90 метров (3 СКО);
 - ошибка оценки периода обращения КА на ВЭО 10 секунд (3 СКО);
 - ошибка оценок компонент координат КА на ВЭО не более 500 метров (3 СКО);
 - ошибки оценок компонент координат и вектора скорости КА при выведении и функционировании на ГСО 9 метров (3 СКО) и 1 м/с (3 СКО) соответственно;
3. Показана возможность оценки модуля и ориентации вектора тяги СПД на основе ГНСС-технологий, то есть без использования бортовых инерциальных датчиков. Такая возможность обеспечена путем использования сильно связанной архитектуры системы, в рамках которой обрабатываются «невязки» между актуальной траекторией движения КА и траекторией, сформированной без учета тяги СПД.
4. Показано, что необходимым условием для достижения потребной точности оценки модуля и ориентации вектора тяги СПД является решение задачи оценки угловой ориентации выводимого КА с точностью не хуже 6 угловых минут.
- При этом оказывается возможным уточнить модуль тяги до уровня точности 1% от номинала (3 СКО) и ориентацию с ошибкой не более 5 угловых минут (3 СКО).
5. Предложено использовать в качестве алгоритма интеграции данных так называемую «скалярную» модификацию фильтра Калмана, основанную на последовательной обработке компонент вектора измерений и линеаризации уравнений движения объекта в точке,

соответствующей навигационному решению, полученному на предыдущем шаге обработки.

6. Разработана математическая модель многоканального ГНСС-приемника, сохраняющего работоспособность в условиях действия помех, функционирующего на борту КА на ГСО, ВЭО и при выведении на ГСО с использованием СПД, имеющая следующие особенности:

- широкий перечень учитываемых неконтролируемых факторов:
 - ✓ ошибки эфемерид НКА,
 - ✓ погрешности, вносимые расхождением часов НКА и времени ГНСС, а также бортовых часов приемника КА и системных часов,
 - ✓ погрешности, вызванной эффектом многолучевости,
 - ✓ погрешности, вносимой внутренними шумами приемника,
 - ✓ систематические погрешности вектора скорости, вносимые высокочастотной частью приемника,
 - ✓ случайные аддитивные составляющие ошибок оценивания;

7. Разработаны математические модели, обеспечивающие анализ условий видимости навигационных КА ГНСС GPS и ГЛОНАСС для ГСО и ВЭО, а также при выведении на ГСО с учетом следующих факторов:

- Ослабление ГНСС-сигнала при распространении до приемной ГНСС-антенны КА;
- Ослабление ГНСС-сигнала, вызванное особенностями диаграммы направленности транслирующей антенны НКА и ненулевым углом распространения ГНСС сигнала со стороны НКА (угол КА – НКА – Центр Земли);

- Ослабление сигнала, связанное с особенностями диаграммы направленности приемных ГНСС-антенн;
- Ослабление сигнала, вызванное ошибками в угловой ориентации приемной ГНСС-антенны КА, что связано, в свою очередь, с наличием ошибок в углах ориентации связанных осей КА;
- Ограничение, накладываемое на распространение ГНСС-сигнала тенью Земли и помехо-избыточными низкими космическими орбитами;
- Наличие мощной в сравнении со штатным ГНСС-сигналом НКА широкополосной помехи;
- Ограничение минимальной мощности ГНСС-сигнала, при которой он может быть принят и обработан бортовым приемником КА, вызванное конструктивными особенностями соответствующих современных приемников;
- Дрейфы и изменения орбит НКА под действием природных возмущающих факторов;

Прикладное значение полученных в данной работе результатов состоит в следующем:

1. Создан объектно-ориентированный программный имитационный комплекс для моделирования процесса функционирования автономных интегрированных навигационных систем для КА на ГСО, ВЭО и выведения КА на ГСО с использованием СПД с учетом широкого спектра неконтролируемых факторов;
2. Проведена верификация реализованных математических моделей и алгоритмов путем имитационного моделирования трех режимов функционирования интегрированных навигационных систем:
 - ✓ При выведении КА на ГСО с использованием СПД;
 - ✓ При движении КА на ВЭО;
 - ✓ При движении КА на ГСО;

3. Анализ результатов имитационного моделирования позволяет сформировать следующие требования к бортовым аппаратным средствам КА:

- ✓ Бортовой ГНСС-приемник должен иметь не менее 12 каналов, шесть из которых должны обеспечивать штатное получение измерений для оценки компонент вектора состояния КА, другие шесть находиться в резерве и «следить» за другими НКА на случай изменения условий видимости НКА;
- ✓ Бортовой ГНСС-приемник должен обладать чувствительностью не менее -165 дБ*Вт;
- ✓ Селективность приемной ГНСС-антенны КА на ГСО и обращенной в сторону Земли антенны КА на ВЭО должна быть не менее 70 дБ;
- ✓ Антенна КА на ВЭО, обращенная к Земле, должна иметь активную фазированную диаграмму направленности;
- ✓ Максимальная ошибка (3 СКО) звездного и солнечного прибора не должна превышать 0.5 и 3 угловых минут соответственно;
- ✓ Максимальная ошибка угловой ориентации КА при выведении на ГСО, обеспечиваемая бортовой системой ориентации и стабилизации должна быть не более 6 угловых минут.

СПИСОК ИСТОЧНИКОВ

1. Chapel JI., Clapp B., Stancliffe D., Bevacqua T., Rood T., Freesland D., Krimchansky A. Guidance, Navigation, and Control Performance for the GOES-R Spacecraft. 9th International ESA Conference on Guidance, Navigation & Control Systems. Portugal, 2014.
2. В. Г. Петухов. Квазиоптимальное управление с обратной связью для многовиткового перелета с малой тягой между некомпланарными эллиптическими и круговой орбитами. Москва, Космические исследования, том 49, №2, с.128-137.
3. Unwin M., Blunt P. GNSS at High Altitudes - Results from the SGR-GEO on GIOVE-A. 9th International ESA Conference on Guidance, Navigation & Control Systems. Portugal, 2014.
4. Zin A., Mangolini E., Cappelluti I., Fiordiponti R., Flament P. Preparing an Autonomous, Low-Cost GNSS Positioning and Timing Function on-Board a GEO Telecom Mission: a Study Case. 9th International ESA Conference on Guidance, Navigation & Control Systems. Portugal, 2014.
5. D. Kozorez, M. Krasilshchikov, D. Kruzikov. Integrated Autonomous System for Navigation and Actual Thrust Evaluation by Payload Insertion Into Geostationary Orbit with Electric Propulsion System Assistance. Proceedings of 9th ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems; Porto Portugal; 2014.
6. В. Д. Дишель. Методы высокоточной навигации и ориентации, их летная обработка и применение в терминальных инерциально-спутниковых системах управления средствами выведения и спуска с орбит. Механика, управление и информатика. 2009, №1, с. 157-190.
7. В. Д. Дишель. Инерциально-спутниковые системы управления средствами выведения: теория и результаты первых применений. Труды МАИ, 2011, №43, С.26.

8. Булынин Ю.Л., Гречкосеев А.К., Гречкосеева Д.Д. Результаты баллистико-навигационного обеспечения геостационарных спутников ОАО «Информационные спутниковые системы» им. академика М.Ф.Решетнева. 15-я международная научная конференция «СИСТЕМНЫЙ АНАЛИЗ, УПРАВЛЕНИЕ И НАВИГАЦИЯ». Материалы конференции, Евпатория, Украина, 2010.
9. Современные информационные технологии в задачах навигации и наведения беспилотных маневренных летательных аппаратов, под ред. Красильщикова М.Н., Себрякова Г.Г., Москва, Физматлит, 2009.
10. Технология оптимального планирования работы навигационных средств и автоматизации типовых операций наземного комплекса управления современных и перспективных космических систем. Сыпало К.И. , Москва, 2005.
11. IERS Technical Note 21. IERS Conventions (1996). July 1996.
12. Раушенбах Б.В., Токарь Е.Н. Управление ориентацией космических аппаратов. М.: Наука 1974, 600 с.
13. «Современные и перспективные информационные ГНСС-технологии в задачах высокоточной навигации» Москва, Физматлит, 2014 г.
14. Жданюк Б. Ф. Основы статистической обработки траекторных измерений. М.: Машиностроение, 1978.
15. IERS Technical Note 13. IERS Standards (1992). Ed. Dennis D. McCarthy, US Naval Observatory. July 1992.
16. Основы теории полета космических аппаратов, под редакцией Нариманова Г.С и Тихонравова М.К. М. Машиностроение, 1972.
17. “Модель плотности для баллистического обеспечения полетов искусственных спутников Земли” (ГОСТ 25645.115-84)
18. Оптимизация траекторий движения космических аппаратов с электроракетными двигательными установками методом продолжения. Петухов В.Г., Москва, 2013.

19. Глобальная спутниковая навигационная система ГЛОНАСС. Система высокоточного определения эфемеридно – временных поправок. Интерфейсно – контрольный документ (редакция 3.0). – М., 2010.
20. Глобальная спутниковая навигационная система ГЛОНАСС. Интерфейсно – контрольный документ (редакция 5.1). – М.: РНИИ КП, 2008.
21. Д. А. Козорез, М.Н. Красильщиков, Д.М. Кружков, К.И. Сыпало «Интегрированная навигационная система космического аппарата на геостационарной и высокоэллиптической орбитах, функционирующая в условиях активных помех». Известия РАН. Теория и системы управления, №3, 2013.
22. Дубошин Г.Н. Небесная механика: Основные задачи и методы; М.: Наука, 1975.
23. Абалакин В.К. Основы эфемеридной астрономии, М.: Наука, 1979.
24. http://www.iers.org/sid_BD6FA9B9CD42DD6FC2E685AC5CCC2F1E/ERS/EN/IERSHome/home.html?__nnn=true 19.09.2014.
25. Д. М. Кружков, Р.В. Ким. Модификация алгоритмов функционирования бортовой интегрированной навигационной системы автономного космического аппарата. М. Труды МАИ, №68, 2013.
26. Формирование облика бортовой интегрированной системы навигации и управления перспективного беспилотного вертолета в маловысотном полете. Козорез Д.А. Москва, 2008.
27. C. Arbinger, W. Enderle, L. Fraiture and O. Wagner: A New Algorithm (STAR) for Cycle Ambiguity Resolution within GPS based Attitude Determination; Proceedings of 4th ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems; ESTEC Noordwijk; 1999.
28. J.R. Wertz: Spacecraft Attitude Determination and Control; Kluwer Academic Publishers; Netherlands; 1997
29. Протокол испытаний двигателя СПД-М 140. НПО «Факел».

30.М. Фаулер, К. Скотт. UML основы. Перевод с англ. Изд. Символ-Плюс.
Спб. 2002.192 стр.