

На правах рукописи

УДК: 629.7

Дмитрий Александрович Козорез

**Разработка теоретических основ и алгоритмического обеспечения
для создания автономных интегрированных систем навигации
и управления космическими аппаратами на геостационарной орбите
на основных этапах их жизненного цикла**

Специальность 05.07.09

Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов

Автореферат

диссертации на соискание ученой степени доктора технических наук



Москва – 2019

Работа выполнена в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»

Научный консультант **Сыпало Кирилл Иванович**, доктор технических наук, профессор РАН, член- корреспондент Российской академии наук

Официальные
оппоненты:

Афанасьев Валерий Николаевич, доктор технических наук, профессор департамента прикладной математики Московского института электроники и математики национального исследовательского университета «Высшая школа экономики»;

Назаров Анатолий Егорович, доктор технических наук, заместитель начальника отдела баллистики и навигации Акционерного общества «Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина»;

Салмин Вадим Викторович, доктор технических наук, профессор кафедры космического машиностроения федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева»;

Ведущая организация Федеральное государственное учреждение «Федеральный исследовательский центр Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша Российской академии наук»

Защита диссертации состоится «___» _____ 2019 года в ___ час ___ мин. на заседании диссертационного совета Д 212 141 22 при Московском государственном техническом университете имени Н.Э. Баумана (национальном исследовательском университете) по адресу: г.Москва, Госпитальный пер., д.10, ауд. 407м.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Московского государственного технического университета имени Н.Э. Баумана (национального исследовательского университета) по адресу: г.Москва, 2-я Бауманская ул., д.5, стр.1 и на сайте МГТУ им. Н.Э. Баумана по адресу: <http://www.bmstu.ru>

Автореферат разослан «___» _____ 2019 г.

Ученый секретарь
диссертационного совета,
к.т.н., доцент



Луценко
Александр
Юрьевич

Общая характеристика работы

Диссертационная работа направлена на решение крупной актуальной научной проблемы автономного функционирования космического аппарата (КА) на геостационарной орбите (ГСО) на этапах активного существования (выведения (довыведения) на ГСО, перевода на «рабочую» долготу «стояния» и удержания в рабочей точке) в интересах снижения стоимости жизненного цикла КА и повышения надежности функционирования путем разработки теоретических основ, формирования облика и создания функционально–программного прототипа (макета) автономной интегрированной системы навигации и управления движением. В рамках данной работы понятие «облик» включает: архитектуру системы, состав аппаратных средств и их характеристики, а также состав математических моделей и алгоритмов функционирования, обеспечивающих в совокупности автономное функционирование системы на рассматриваемых этапах жизненного цикла КА в соответствии с международными требованиями. Основное внимание уделяется подтверждению факта возможности создания подобной системы на основе современных и перспективных информационных ГНСС-технологий (ГНСС – глобальные навигационные спутниковые системы) путем использования специального программно–аппаратного комплекса, реализующего функционально–программный прототип (макет) создаваемой системы.

Актуальность работы

Обеспечение длительного автономного функционирования – одна из наиболее актуальных проблем совершенствования существующих и разработки перспективных космических систем различного назначения. Актуальность этой проблемы определяется тем фактом, что основная доля затрат на поддержание и развертывание компонент Национальной информационной спутниковой системы на ГСО (без учета затрат на разработку) приходится на содержание соответствующей наземной инфраструктуры, являющейся, в силу наличия человеческого фактора, также и наименее надежным звеном соответствующего контура управления системой. При этом перманентное повышение требований к эффективности решения целевых задач информационными спутниковыми системами в процессе их автономного функционирования приводит к существенному повышению требований по точности позиционирования КА, а также точности «наведения» и «стабилизации» чувствительных элементов бортовой целевой аппаратуры КА, что, в свою очередь, связано с необходимостью ужесточения требований к точности определения и «отработки» параметров ориентации КА. Таким образом, актуальной становится проблема обеспечения автономности процессов довыведения, удержания в рабочей точке и коррекции орбит КА на ГСО различного назначения. С научной точки зрения актуальность определяется тем, что резервы повышения автономности за счет наличия на борту избыточной навигационной информации в указанных условиях функционирования практически исчерпаны и единственным возможным путем решения данной проблемы является разработка комплексных алгоритмов и структуры интегрированной бортовой системы навигации и управления, включая комплекс моделей аппаратных средств и их характеристики, а также состав математических моделей и алгоритмов функционирования, обеспечивающих в совокупности автономное функционирование системы на рассматриваемых этапах жизненного цикла КА в соответствии с международными требованиями.

Цель диссертационной работы

Снижение стоимости и повышение уровня надежности КА на ГСО путем обеспечения автономности его функционирования на этапах активного существования путем разработки теоретических основ, архитектуры и алгоритмов автономной интегрированной системы навигации и управления КА на ГСО.

Достижение сформулированной цели потребовало решения следующих **научно-технических задач**:

- разработка концепции и теоретических основ формирования облика интегрированной автономной системы навигации и управления КА на ГСО на основных этапах его жизненного цикла, включая:
 - обоснование архитектуры системы, состава, прототипов и характеристик бортовых аппаратных средств,
 - формирование детерминированных, стохастических и гарантирующих математических моделей управляемого движения центра масс и относительно центра масс КА на ГСО с учетом влияния неконтролируемых факторов различной физической природы,
 - разработку алгоритмов функционирования автономной интегрированной системы навигации и управления КА на ГСО;
- подтверждение технической возможности приема, обработки и формирования на борту навигационного кадра из принятого ГНСС–сигнала на всех этапах жизненного цикла КА на ГСО;
- подтверждение возможности непрерывной высокоточной оценки уровня и ориентации тяги стационарного плазменного двигателя с одновременным формированием команд управления на этапе довыведения;
- подтверждение возможности реализации автономных процессов навигации и управления движением КА на ГСО на рассматриваемых этапах жизненного цикла КА на ГСО;
- создание функционально-программного прототипа (ФПП) – макета интегрированной автономной системы навигации и управления КА на ГСО на основных этапах его жизненного цикла, подтверждающего основные положения разработанной концепции.

Методы проведения исследования

Основным подходом при формировании концепции автономной интегрированной системы навигации и управления КА на ГСО является раздельное решение задач управления движением и навигации КА на ГСО с последующей отработкой соответствующих алгоритмов управления и навигации в рамках ФПП замкнутой интегрированной системы, реализующего процессы её функционирования путем полунатурного моделирования на средствах специально созданного программно – аппаратного комплекса, в смысле ФПП. При этом путем разработки комплекса алгоритмов управления движением и навигации КА на ГСО в рамках детерминированной, стохастической и минимаксной постановок соответствующих задач оптимизации управления и оценивания осуществляется учет разнородных по своей физической природе неконтролируемых факторов: детерминированных, стохастических, неопределенных.

Объект исследования

Автономная интегрированная система навигации и управления движением центра масс и относительно центра масс КА на ГСО.

Предмет исследования

Концепция, архитектура, состав аппаратных средств, математических моделей и алгоритмов функционирования автономной интегрированной системы навигации и управления движением центра масс и относительно центра масс КА на ГСО, составляющих ее облик.

Научная новизна полученных в работе результатов заключается в следующем:

- разработаны теоретические основы и концепция интегрированной автономной системы навигации и управления КА на ГСО на основных этапах его жизненного цикла, основанная на использовании перспективных технических решений и информационных ГНСС–технологий;
- создан функционально-программный прототип – макет этой системы, подтверждающий основные положения разработанной концепции;
- предложен подход к учету в моделях движения разнородных по своей физической природе неконтролируемых факторов: детерминированных, стохастических, неопределенных, основанный на разработке комплекса алгоритмов управления движением и навигации КА на ГСО в рамках детерминированной, стохастической и минимаксной постановок соответствующих задач оптимизации управления и оценивания;
- с использованием достаточных условий оптимальности в рамках детерминированного, стохастического и минимаксного (гарантирующего) подходов получены алгоритмы управления движением центра масс. Эти алгоритмы обеспечивают учет существующих технических ограничений и реализацию этапов довыведения, перевода на «рабочую» точку и удержания с требуемой по международным стандартам точностью при минимальных энергозатратах;
- предложен подход к отработке алгоритмов управления и навигации, основанный на раздельном решении задач управления движением и навигации КА на ГСО с последующим моделированием замкнутой системы управления и навигации в рамках ФПП замкнутой интегрированной системы на средствах специально созданного макета;
- разработаны специальные алгоритмы интеграции данных для решения автономными средствами задачи оценивания модуля и ориентации вектора тяги стационарного плазменного двигателя (СПД), используемого для реализации процесса довыведения КА на ГСО;
- подтверждена на уровне полунатурного моделирования возможность обеспечения потребной точности автономного решения навигационной задачи КА на ГСО путем использования в составе бортовых аппаратных средств многоканального ГНСС приемника в качестве интеллектуального ядра интегрированной автономной навигационной системы, а также аппаратуры межспутниковой связи;
- подтверждена на уровне полунатурного моделирования возможность обеспечения требуемого уровня достоверности и «надежности» автономного навигационного решения на длительных временных интервалах за счет включения в состав алгоритмов интегрированной навигационной системы алгоритмов планирования навигационных измерений, сглаживания и отбраковки измерений и интервального оценивания.

Практическая значимость работы заключается в следующем:

- подтверждена состоятельность развитой концепции интегрированной автономной системы навигации и управления КА на ГСО путем отработки соответствующих алгоритмов управления и навигации в рамках ФПП замкнутой интегрированной системы, реализующего процессы её функционирования;

- подтверждена техническая возможность приема, обработки и формирования на борту навигационного кадра из принятого ГНСС–сигнала на всех этапах жизненного цикла КА на ГСО;
- подтверждена возможность непрерывной высокоточной оценки уровня и ориентации тяги стационарного плазменного двигателя с одновременным формированием команд управления на этапе довыведения КА на ГСО;
- сформирован облик автономной интегрированной системы навигации и управления движением КА на ГСО применительно к основным этапам жизненного цикла КА данного класса. При этом в процессе формирования облика решены следующие прикладные задачи:

- ✓ обоснована глубоко интегрированная реконфигурируемая (применительно к конкретному этапу жизненного цикла КА на ГСО) архитектура автономной интегрированной системы навигации и управления;
- ✓ определены состав, прототипы и характеристики бортовых аппаратных средств, обеспечивающих автономное решение задач навигации и управления с требуемыми точностью, достоверностью и качеством;
- ✓ сформированы детерминированные, стохастические и минимаксные (гарантирующие) математические модели управляемого движения центра масс и относительно центра масс КА на ГСО с учетом влияния неконтролируемых факторов различной физической природы. Созданные модели включают модификации, обеспечивающие (в рамках модели окружающей среды) воспроизведение «истинного» управляемого движения КА на ГСО, а также модификации, предназначенные для реализации на борту КА;
- ✓ определен состав алгоритмов функционирования автономной интегрированной системы навигации и управления КА на ГСО применительно к детерминированному, стохастическому и минимаксному (гарантирующему) подходам;
- ✓ разработаны конкретные модификации алгоритмов функционирования ФПП создаваемой автономной интегрированной системы навигации и управления КА на ГСО, включая конкретные описания и параметры «настройки» данных алгоритмов, пригодные для возможной реализации на борту КА;
- ✓ разработаны алгоритмы управления угловым движением и стабилизации КА на ГСО применительно к различным составам бортовых исполнительных средств и способам описания неконтролируемых факторов: детерминированному, стохастическому и минимаксному (гарантирующему);
- создан специальный программно–аппаратный комплекс имитационного моделирования, включающий, в том числе, средства воспроизведения навигационного поля ГЛОНАСС и GPS, а также процессов функционирования многоканального ГНСС–приёмника на этапах довыведения, перевода на ГСО и удержания КА в рабочей точке.

Основные результаты работы получены и использованы в рамках Федеральной целевой программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014—2020 годы» по теме «Разработка систем автономной навигации и управления движением на этапах выведения, удержания в рабочей точке и коррекции орбиты космических аппаратов на геостационарной орбите с использованием перспективных методов и аппаратных средств», а также при выполнении СЧ ОКР совместно с НИИПМЭ МАИ «Разработка математических моделей и программно-математического обеспечения, проведение

математического моделирования выведения КА на ГСО с использованием АЭРДУ, проведение экспериментальных исследований влияния АЭРДУ на составные части КА, разработка рекомендаций по минимизации влияния АЭРДУ на составные части КА из состава КК «Енисей-А1»».

Достоверность полученных результатов

Достоверность полученных результатов подтверждается корректным использованием современной теории оптимального управления в рамках детерминированного, стохастического и минимаксного подходов, современных методов экспериментальной космической баллистики, а также имитационным математическим моделированием на средствах специального программно–аппаратного комплекса.

На защиту выносятся:

- теоретические основы концепции интегрированной автономной системы навигации и управления КА на ГСО на основных этапах его жизненного цикла и ФПП – макет этой системы, подтверждающий основные положения разработанной концепции;
- архитектура, состав математических моделей и алгоритмов в рамках детерминированного, стохастического и минимаксного подходов, составляющие облик автономной интегрированной системы навигации и управления движением КА на ГСО применительно к основным этапам жизненного цикла КА данного класса;
- полученные с использованием достаточных условий оптимальности в рамках детерминированного, стохастического и минимаксного (гарантирующего) подходов алгоритмы управления движением центра масс, обеспечивающие учет существующих технических ограничений и реализацию этапов довыведения, перевода на «рабочую» точку и удержания с требуемой по международным стандартам точностью при минимальных энергозатратах;
- программно-аппаратный комплекс полунатурного имитационного моделирования процессов функционирования ФПП автономной интегрированной системы навигации и управления КА на ГСО;
- результаты имитационного моделирования процессов функционирования ФПП автономной интегрированной системы навигации и управления КА на ГСО, в том числе:
 - ✓ подтверждающие техническую возможность приема, обработки и формирования на борту навигационного кадра из принятого ГНСС–сигнала на всех этапах жизненного цикла КА на ГСО;
 - ✓ подтверждающие возможность непрерывной высокоточной оценки уровня и ориентации тяги стационарного плазменного двигателя с одновременным формированием команд управления на этапе довыведения;
 - ✓ подтверждающие возможность реализации автономных процессов навигации и управления движением КА на ГСО на протяжении жизненного цикла КА на ГСО со следующими характеристиками точности: ошибки оценки координат центра масс КА менее 100 м (при приведении с использованием дополнительных процедур обработки менее 5 м), ошибки оценки вектора скорости менее 0.7 м/с (при приведении с использованием дополнительных процедур обработки менее 0.004 м/с, ошибки оценки углов ориентации менее 1' (при приведении с использованием дополнительных процедур обработки менее 0.1'), ошибки оценки ориентации солнечных батарей менее 6°, ошибки оценки ориентации связанных осей КА относительно орбитальных менее 10';
 - ✓ подтверждающие возможность обеспечить следующие характеристики

терминальной точности этапов довыведения и перевода КА на рабочую долготу на ГСО (3 СКО), гарантированно обеспечивающие международные требования: ошибка по наклонению не более 0.05° , ошибка по эксцентриситету не более 0.0001, ошибка по полуоси не более 30 км, ошибка по долготе подспутниковой точки не более 0.05° , максимальное отклонение линии визирования с ошибкой менее 4', время выхода на стабилизированный режим после выполнения коррекций орбиты менее 30 мин, время сохранения стабилизации без нарушений более 1 года.

Апробация работы проведена на научно-технических семинарах кафедр 604 и 704 МАИ (Москва, 2017, 2018). Основные результаты диссертационной работы были представлены и обсуждены в докладах на следующих конференциях и конгрессах: 1-я Международная конференция «Системный анализ, управление и навигация». Евпатория, 1999; 14th International Symposium on Space Flight Dynamics. Foz do Iguacu. Brazil. 1999; Symposium - Foz do Iguacu. Brasil Space Center, 1999; Всероссийская научно-техническая конференция «VIII научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского». Москва, 2007; 8th ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems. Karlovy Vary, 2011; 11-я международная конференция «Авиация и космонавтика – 2012». Москва: МАИ. 2012; 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2014, Санкт-Петербург: ЦНИИ Электроприбор. 2014; 9th ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems. Porto. 2014; 25th International symposium on Space Flight Dynamics. Munich. 2015; 15-я Международная конференция «Авиация и космонавтика». Москва: МАИ, 2016.

Личный вклад и публикации

Все исследования, результаты которых изложены в диссертационной работе, проведены лично соискателем в процессе научной деятельности. Эти исследования включают физическую и математическую постановку задач, разработку моделей, применение вычислительных методов, создание программных комплексов, расчеты и анализ результатов. Из совместных работ в список публикаций вошел лишь тот материал, который непосредственно принадлежит соискателю; заимствованный материал обозначен ссылками. Основные результаты опубликованы в 28 работах, из которых три [1-3] монографии, одно [4] учебное пособие, тринадцать [5-17] – в изданиях из списка ВАК Минобрнауки России, из которых семь – опубликованы в переводных версиях в рецензируемых изданиях, индексируемых в международных базах данных.

Структура и объем работы

Работа состоит из введения, трех глав, заключения, списка использованных источников и приложения. Диссертация содержит 305 страниц, 60 рисунков, 4 таблицы. Приложение содержит 38 страниц. Список использованных источников содержит 81 наименование.

Содержание работы

В **первой главе** работы, включающей два подраздела, основное внимание уделяется формированию концепции автономной интегрированной системы навигации и управления движением КА на ГСО, а также формализации технической задачи, возникающей в процессе реализации этой концепции. В первом подразделе детально обосновывается актуальность исследуемой в работе научно-технической проблемы создания автономной интегрированной системы навигации и управления движением КА на ГСО. При этом отмечается, что в рамках данной работы принято допущение относительно так называемой инкапсулированности современных спутниковых систем (СС) различного назначения (исключая ГНСС), т.е. систем, выполняющих свои прямые

функции изолированно друг от друга. Для таких СС функционирующие в околоземном пространстве навигационные системы будут являться внешними, т.е. не входящими в перечень собственных располагаемых ресурсов. Таким образом, рассматриваемые СС подпадают под определение автономных систем по ГОСТ РВ 52403-2005, в котором под автономностью системы понимается выполнение заданных функций в течение установленного времени без пополнения ресурсов. Именно такие СС в рамках данной работы рассматриваются как автономные. Как известно, наибольшие требования по точности навигации предъявляются к бортовым средствам КА навигационного и геодезического обеспечения, а по точности ориентации – к бортовым средствам КА связи и навигации. Для перспективных космических средств предъявляются требования по точности решения навигационной задачи на уровне 1 м, 0,01 м/с и 0,6 угл.мин соответственно для компонент положения, скорости и углов ориентации КА. В итоге возникает необходимость в обеспечении автономного высокоточного функционирования космических систем в течение всего их жизненного цикла. В частности, жизненный цикл КА на ГСО начинается в момент его отделения от ракетно-носителя и включает в себя этапы довыведения, перевода в рабочую точку, удержания вплоть до перевода КА на орбиту захоронения (последний этап в работе не рассматривается). В настоящее время, как правило, навигационная задача и задача управления движением решаются с использованием наземного комплекса управления (НКУ), циклограмма управления рассчитывается на Земле на некоторый период времени вперед, «закладывается» на борт и отрабатывается далее под контролем НКУ. При этом алгоритмы управления движением, как правило, строятся без учета случайных и неопределенных ошибок отработки управляющих воздействий (тяга двигателя коррекции, ориентация вектора тяги и т.п.) и ошибок решения задач навигации и определения ориентации КА. Точность управления оценивается путем статистического моделирования. Требование автономности функционирования КА на ГСО приводит к расширению состава задач, возлагаемых на навигационную систему как подсистему автономной интегрированной системы управления КА на ГСО на всех этапах его жизненного цикла. В частности, с учетом длительности этапа довыведения, реализуемого с использованием СПД, впервые возникают такие задачи, как: непрерывное определение параметров ориентации КА с требуемой для данного этапа траектории точностью, оценка модуля и ориентации вектора тяги СПД, оценка случайных и неопределенных составляющих ошибок исполнения динамических операций, прогноз траекторий и расчет возможных точек встречи с потенциально опасными объектами, формирование баллистической информации с требуемыми предельными погрешностями, включая расчет поправок к бортовой шкале времени (БШВ). Решение перечисленных выше задач возможно лишь путем использования перспективных дополнений ГНСС, включая межспутниковые каналы связи. Способы преодоления всех перечисленных выше трудностей и определяют концепцию автономной системы навигации и управления КА на ГСО на этапах довыведения, перевода на рабочую долготу, удержания в рабочей точке с учетом возможной коллокации с другими КА. Возникающая в результате научно-техническая задача может быть классифицирована как задача оптимального управления по неполным и неточным данным. Формализация этой задачи осуществляется во втором подразделе. Базовая концепция автономной системы навигации и управления КА на ГСО состоит в условном разделении задач управления и навигации с последующей отработкой соответствующих алгоритмов путем моделирования процессов функционирования создаваемой замкнутой

интегрированной системы в различных режимах, соответствующих этапам жизненного цикла КА на ГСО. Заметим, что в рассматриваемой технической задаче одновременно присутствуют разнородные по своей физической природе неконтролируемые факторы: детерминированные, стохастические и неопределенные. В результате, для создания алгоритмов управления и навигации следует рассматривать различные подходы к учету неконтролируемых факторов, включая детерминированный, стохастический и гарантирующий. Рассмотрим варианты формализации задач управления. В общем случае используется модель движения центра масс КА в инерциальной системе координат, полученная путем линеаризации классических уравнений движения центра масс КА относительно круговой невозмущенной орбиты (в центральном поле) для задачи двух тел:

$$x_{k+1} = A_k x_k + B_k [u_k (1 + \mu_k) + \eta_k] + D_k + \xi_k, \quad k = \overline{1, N}, \quad (1)$$

где

N – количество коррекций орбиты с использованием управления;

x_k – n -мерный вектор отклонений равноденственных параметров орбиты (оскулирующих элементов орбиты КА в момент прохождения восходящего узла) КА от номинальных (вектор состояния системы);

u_k – m -мерный вектор управления, характеризующий приращение характеристической скорости в результате коррекции;

A_k и B_k – матрицы коэффициентов линеаризации размеров $n \times n$ и $n \times m$ соответственно;

D_k – вектор возмущений размером $n \times 1$, обусловленный систематическими возмущениями, вызванными влиянием внешней среды (нецентральность гравитационного поля, аэродинамические и другие силы);

μ_k – мультипликативная ошибка исполнения коррекции (центрированная случайная величина со среднеквадратическим отклонением $\sigma_{\mu k}$);

η_k – m -мерный вектор аддитивных ошибок реализации коррекции;

ξ_k – n -мерный вектор неконтролируемых факторов, возмущающих компоненты вектора прогноза состояния x_{k+1} .

Матрицы коэффициентов линеаризации зависят от параметров номинальной орбиты, а также от длительностей активных и пассивных участков. Поэтому модель (1) линейна лишь по вектору состояния, по управлению она нелинейна.

Модель (1) является **обобщённой** в том смысле, что свойства начальных условий, неконтролируемых факторов и ошибок реализации управления трактуются по-разному в зависимости от используемого подхода к решению задачи управления: детерминированного, стохастического или минимаксного. В **детерминированной** задаче определен вектор начальных условий x_0 , а возмущения μ_k , η_k , ξ_k отсутствуют, т.е.

$$x_{k+1} = A_k x_k + B_k [u_k]_k \quad k = \overline{1, N} \quad (2)$$

В детерминированной постановке рассматривается совокупность технических задач управления переводом динамической системы (2) из заданного начального состояния, характеризуемого вектором x_1 , в конечное x_{N+1} при условии $x_{N+1} \in X_{N+1}$:

Задача 1. Перевести КА в орбитальную позицию при ограничении на время и затраты топлива. Для этого необходимо найти вектор управления

$$U = \arg \left\{ t_{\Sigma} \leq t_{\Sigma}^*, \quad \Delta V_{\Sigma} \leq \Delta V_{\Sigma}^* \mid U \in \hat{U} \right\}.$$

Задача 2. Перевести КА в орбитальную позицию при минимальных затратах рабочего тела с учетом ограничений. При этом

$$U = \arg \min_{U \in \bar{U}} \left\{ \Delta V_{\Sigma} \mid t_{\Sigma} \leq t_{\Sigma}^* \right\}.$$

Задача 3. Перевести КА в орбитальную позицию за минимальное время. В данном случае ограничения:

$$U = \arg \min_{U \in \bar{U}} \left\{ t_{\Sigma} \mid \Delta V_{\Sigma} \leq \Delta V_{\Sigma}^* \right\}.$$

Задача 4. Перевести КА в орбитальную позицию за фиксированное время при минимальном расходе рабочего тела:

$$U = \arg \min_{U \in \bar{U}} \left\{ \Delta V_{\Sigma} \mid t_{\Sigma} = t_{\Sigma}^* \right\}.$$

Приведенная совокупность задач сводится к так называемой «обобщенной первоначальной» с критерием, построенным по методу штрафных функций. С этой целью вводятся в рассмотрение:

штраф за нарушение терминальных требований

$$\xi_j(U) = \max \left\{ 0, \quad g_j(x_{N+1}) \right\}, \quad j = T, e, \alpha, i, \Omega;$$

штраф за нарушение ограничения на суммарную характеристическую скорость

$$\xi_v(U) = \max \left\{ 0, \quad \frac{\Delta V_{\Sigma}}{\Delta V_{\Sigma}^*} - 1 \right\};$$

штраф за нарушение ограничения на время ввода КА в орбитальную позицию

$$\xi_t(U) = \max \left\{ 0, \quad \frac{t_{\Sigma}}{t_{\Sigma}^*} - 1 \right\};$$

целевая функция

$$F(U) = a_t t_{\Sigma} + a_v \Delta V_{\Sigma} + \Phi(U),$$

где a_t и a_v - коэффициенты предпочтения,

$$\Phi(U) = \sum_{j \in J} b_j \xi_j(U) \text{ — штрафная функция,}$$

b_j — штрафные множители, $J = \{T, e, \alpha, i, \Omega, v, t\}$ — подмножество подставляемых в штрафную функцию параметров.

В рамках стохастического подхода решается задача синтеза оптимального управления дискретной стохастической системой общего вида:

$$x_{k+1} = A_k x_k + B_k [u_k (I + \mu_k) + \eta_k] + S_k + \xi_k, \quad k = \overline{1, N}, \quad (3)$$

или

$$x_{k+1} = A_k x_k + B_k u_k (I + \mu_k) + S_k + v_k, \quad (4)$$

где $v_k = B_k \eta_k + \xi_k$,

N — число шагов,

x_k — n -мерный вектор состояния системы, известный точно,

u_k — m -мерный вектор управления,

A_k — квадратная матрица размером $n \times n$,

B_k — прямоугольная матрица размером $n \times m$,

S_k — неслучайный вектор размером $n \times 1$,

μ_k — центрированная случайная величина со среднеквадратическим отклонением $\sigma_{\mu k}$;

η_k — центрированный гауссов случайный m -мерный вектор с корреляционной матрицей H_k . Векторы η_i и η_j не коррелированы, т.е. $M[\eta_i \eta_j^T] \equiv 0, \quad i \neq j$.

ξ_k – центрированный гауссов случайный n -мерный вектор с корреляционной матрицей N_i . Векторы ξ_i, ξ_j независимы, т.е. $M[\xi_i \xi_j^T] \equiv 0, \quad i \neq j$.

$v_k = B_k \eta_k + \xi_k$ – гауссов случайный вектор со статистическими характеристиками:

$$M[v_k] = 0, \quad M[v_k v_k^T] = B_k H_k B_k^T + N_k, \quad M[v_i v_i^T] = 0, \quad i \neq j.$$

$$\text{Обозначим } V_k = M[v_k v_k^T] = B_k H_k B_k^T + N_k.$$

Будем полагать далее, что случайные факторы η_k, ξ_k и μ_k независимы и начальные условия гауссовы с известными статистическими характеристиками.

В качестве критерия оптимальности примем:

$$J^0 = M \left[\sum_{k=1}^N (x_k^T Q_k^0 x_k + u_k^T W_k^0 u_k) + x_{N+1}^T K^0 x_{N+1} \right],$$

где Q_k, W_k и K^0 – заданные положительно определенные симметричные матрицы.

Оптимальным управлением является вектор $u_k(x_k)$, который доставляет минимум введенному критерию с учетом l изопериметрических ограничений

$$J^j = M \left[\sum_{k=1}^N (x_k^T Q_k^j x_k + u_k^T W_k^j u_k) + x_{N+1}^T K^j x_{N+1} \right] \leq J_*^j \quad j = \overline{1, l}$$

Для синтеза оптимального управления воспользуемся достаточным условием оптимальности.

При неособенной матрице

$$\Gamma_k = W_k + B_k^T K_{k+1} B_k (I + \sigma_{\mu k}^2)$$

оптимальное управление вычисляется по формуле

$$u_k = -L_k x_k - d_k,$$

где $L_k = \Gamma_k^{-1} B_k^T K_{k+1} A_k, \quad d_k = \Gamma_k^{-1} B_k^T (K_{k+1} S_k + G_{k+1})$.

Левые части изопериметрических ограничений при найденном оптимальном управлении можно вычислить с помощью рекуррентных соотношений. Опуская промежуточные выкладки, находим:

$$\begin{aligned} R_k^j(x_k) = & x_k^T (Q_k^j + A_k^T K_{k+1}^j A_k - A_k^T K_{k+1}^j L_k - L_k^T K_{k+1}^j A_k + L_k^T \Gamma_k^j L_k) x_k + \\ & + 2 \left[(A_k - B_k L_k)^T (G_{k+1}^j + K_{k+1}^j S_k) - A_k^T K_{k+1}^j d_k \right]^T x_k + \\ & + c_{k+1}^j + S P (V_k K_{k+1}^j) + S_k^T K_{k+1}^j S_k + d_k^T \Gamma_k^j d_k - 2 S_k^T K_{k+1}^j B_k d_k + 2 (G_{k+1}^j)^T (S_k - B_k d_k), \end{aligned}$$

где $\Gamma_k^j = W_k^j + B_k^T K_{k+1}^j B_k (I + \sigma_{\mu k}^2)$.

Граничные условия для полученных рекуррентных соотношений имеют вид

$$K_{N+1}^j = K^j, \quad G_{N+1}^j = 0, \quad c_{N+1}^j = 0.$$

При формализации задачи управления в рамках **гарантирующего (минимаксного)** подхода модель движения запишем в виде

$$x_{k+1} = A_k x_k + B_k u_k v_k + S_k, \quad (5)$$

где $v_k = I + \mu_k$.

Введем обозначения

$$v_k^B = I + \mu_m, \quad v_k^H = I - \mu_m.$$

Для определения оптимального управления воспользуемся достаточным условием оптимальности, которое в рассматриваемом случае принимает вид

$$R_k(x_k) = \min_{u_k} \max_{v_k^H \leq v_k \leq v_k^B} \{x_k^T Q_k x_k + u_k^T W_k u_k + R_{k+1}(x_{k+1})/x_k, u_k\},$$

Для определения оптимального управления, удовлетворяющего достаточному условию, необходимо найти функцию максимума. Если неопределенное возмущение трактовать как управление некой «противодействующей» стороны, то при «оптимальном» управлении в смысле максимума по возмущению функции будущих потерь последняя должна зависеть только от абсолютного значения мультипликативного возмущения. С учетом сказанного гарантирующее управление определяется в форме

$$u_k = -L_k x_k - d_k,$$

$$\text{где } L_k = \Gamma_k^{-1} l_k, \quad d_k = \Gamma_k^{-1} r_k, \quad \Gamma_k = B_k^T K_{k+1} B_k, \quad l_k = B_k^T K_{k+1} A_k.$$

Выражение для управления определяет точку минимакса, которая соответствует оптимальному гарантирующему управлению терминальным состоянием системы (5) без учета квадратичной формы управления (т.е. интегрального ограничения на управление) в достаточном условии оптимальности. Таким образом, при нулевой матрице W_k значение минимума функции будущих потерь совпадает с функцией будущих потерь с точностью до квадратичной формы вектора состояния. В случае скалярного управления взвешенный его квадрат в обобщенном критерии оптимальности, являющийся аналогом квадратичной формы $u_k^T W_k u_k$, не влияет на положение точки минимакса, если весовой множитель не превышает некоторого критического значения. Это обстоятельство позволяет сделать предположение о том, что положение точки минимакса критерия не изменяется и при векторном управлении. При этом

$$R_k(x_k) = x_k^T K_k x_k + 2G_k^T x_k + C_k,$$

где матрица K_k , вектор G_k и скалярный параметр C_k удовлетворяют рекуррентным соотношениям

$$\begin{aligned} K_k &= Q_k + A_k^T K_{k+1} A_k + L_k^T \hat{\Gamma}_k L_k, \\ G_k &= S_k^T K_{k+1} A_k + d_k^T \hat{\Gamma}_k L_k, \\ C_k &= C_{k+1} + d_k^T \hat{\Gamma}_k d_k, \\ \hat{\Gamma}_k &= W_k - (1 - \mu_{mk}^2) \Gamma_k. \end{aligned}$$

Граничные условия для рекуррентных соотношений находим при $k=N+1$:

$$K_{N+1} = K, \quad G_{N+1} = 0, \quad C_{N+1} = 0.$$

Полученное решение задачи синтеза гарантирующего управления линейной дискретной системой с учетом систематического возмущения и неопределенной мультипликативной ошибки управления справедливо лишь с точностью до предположения, сделанного выше. Таким образом, алгоритм гарантирующего управления по форме совпадает с алгоритмом стохастического управления и отличается от последнего только методами вычисления коэффициентов обратной связи и компенсации вектора управления.

Далее во втором подразделе обсуждается формализация задачи автономной навигации и формирования облика автономной навигационной системы КА на ГСО. Предварительно проводится анализ особенностей задачи автономной навигации КА на ГСО на рассматриваемых этапах. В работе показано, что стандартная схема решения на

борту навигационной задачи, состоящая из двух действий – «получить и обработать», в рассматриваемой задаче не применима вследствие влияния большого количества неконтролируемых факторов различной природы. Таким образом, в процесс решения навигационной задачи необходимо ввести дополнительные процедуры: предварительной «отбраковки» результатов измерений путем формирования их прогнозных значений на основе априорной на данный момент времени оценки вектора состояния, или на основе других измерений; так называемого интервального оценивания, включающего сравнения последовательности измерений друг с другом; планирования навигационных измерений, позволяющего определить оптимальные в смысле минимума погрешности навигационных измерений условия их формирования с учетом прогноза движения КА. Поскольку автономное решение задач навигации и управления КА на ГСО рассматривается в данной работе применительно к следующим трем этапам его жизненного цикла: довыведение КА на ГСО с промежуточной орбиты, перевод КА на требуемую долготу «стояния» (слот) орбитальной структуры и удержание КА в окрестности номинального положения слота, далее обсуждаются особенности этих этапов исходя из специфики задач автономной навигации. Основное внимание уделяется составу и уровню сложности бортовых математических моделей неконтролируемых факторов. В итоге наиболее целесообразным представляется определенный компромисс между сложностью модели и ее точностью, когда затрачивается как можно меньше вычислительных ресурсов и при этом на интервалах прогноза движения КА не происходит существенного ухудшения точности навигационного решения. Далее во втором подразделе проводится тщательный и детальный анализ условий работы на рассматриваемых этапах жизненного цикла КА на ГСО многоканального и многосистемного ГНСС–приёмника, рассматриваемого, как уже неоднократно указывалось выше, в качестве интеллектуального ядра автономной навигационной системы. С использованием созданного программно–аппаратного комплекса и средств вычислительного кластера «Сергей Королев» проведен анализ условий возможности приёма и обработки информации от навигационных КА ГЛОНАСС и GPS, предложены рациональные варианты установки антенн ГНСС–приёмника на борту КА, а также алгоритмы и циклограммы обработки ГНСС–измерений.

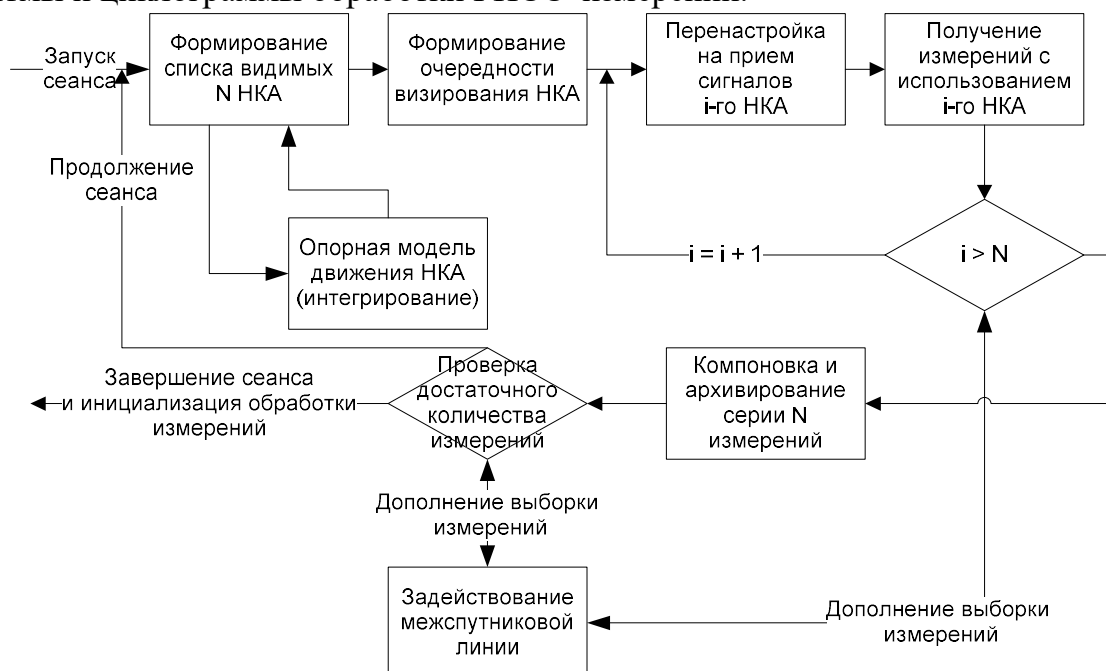


Рисунок 1. Функциональная схема процесса получения и обработки ГНСС-измерений.

В результате определены варианты функциональных схем процесса получения и обработки ГНСС-измерений, а также циклограмма процесса оценок параметров ориентации КА, приведенные соответственно на Рисунках. 1 - 2.

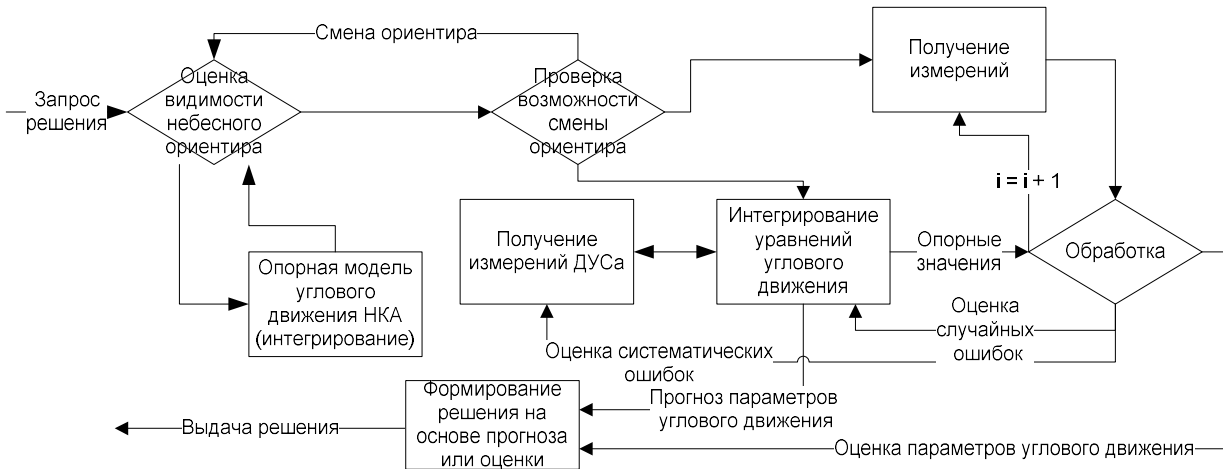


Рисунок 2. Модифицированная циклограмма процесса оценок параметров ориентации КА.

В рамках формализации используемых алгоритмов интеграции данных и обработки навигационной информации приводятся используемые в работе формы метода наименьших квадратов и динамической фильтрации. В частности, используется так называемая «скалярная» модификация фильтра Калмана (СМ ФК), характеризующаяся следующими процедурами прогноза и коррекции. Уравнения прогноза вектора состояния \mathbf{X}_1 и ковариационной матрицы $\hat{\mathbf{K}}_1$:

$$\dot{\mathbf{X}}_1 = \mathbf{F}(\mathbf{X}_1^*) \quad \hat{\mathbf{K}}_1(t_{i+1}) = \left(\frac{\partial \mathbf{F}(\mathbf{X}_1^*)}{\partial \mathbf{X}_1} \right) \cdot \mathbf{K}_1^*(t_i) \cdot \left(\frac{\partial \mathbf{F}(\mathbf{X}_1^*)}{\partial \mathbf{X}_1} \right)^T, \quad (6)$$

где \mathbf{X}_1^* и $\hat{\mathbf{X}}_1$ - вектор оценок и прогноза компонент вектора состояния центра масс КА \mathbf{X}_1 соответственно; $\mathbf{F}(\mathbf{X}_1^*)$ - функция правых частей уравнений движения центра масс КА с учетом возмущающих детерминированных воздействий, 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.

Процедура коррекции включает m итераций, где m - число отдельно обрабатываемых алгоритмов измерений y_{meas}^j , j - номер измерения в векторе измерений в момент времени t_i . В процедуре коррекции соблюдается строгая очередность обработки измерений, обусловленная стремлением повысить точность оценок путем первоочередной обработки тех измерений, аналитическая функция которых дает ненулевую частную производную по возможно большему количеству компонент оцениваемого вектора состояния центра масс КА.

Уравнения коррекции вектора состояния оценок:

$$\begin{aligned} \mathbf{X}_1^{*j}(t_i) &= \mathbf{X}_1^{*j-1}(t_i) + \Delta \mathbf{X}_1^{*j}(t_i), \\ \Delta \mathbf{X}_1^{*j}(t_i) &= n_1^j \cdot [y_{meas}^j - y_{ref}^j(\mathbf{X}_1^{*j-1}(t_i))] \end{aligned} \quad (7)$$

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 $j-1$, n_1^j - вектор коэффициентов усиления фильтра,

$$n_1^j = \mathbf{K}_1^{*j-1}(t_i) \cdot \mathbf{H}_1^{jT}(t_i) / [\mathbf{H}_1^j(t_i) \cdot \mathbf{K}_1^{*j-1}(t_i) \cdot \mathbf{H}_1^{jT}(t_i) + \sigma^2] \quad (8)$$

здесь \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 -й коррекции; σ - настраиваемый коэффициент фильтра, «настройка» которого позволяет повысить точность вырабатываемых СМ ФК оценок вектора состояния центра масс КА.

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

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

Далее в подразделе описаны используемые в работе формы так называемого квазилинейного или расширенного фильтра Калмана, а также процедуры планирования, отбраковки и сглаживания навигационных измерений. Рассмотрим более подробно оригинальную процедуру оценки модуля и ориентации тяги СПД, используемого в качестве маршевого на этапе довыведения. Задача оценки фактического уровня и ориентации тяги решается отдельно от задачи оценки компонент положения и скорости центра масс КА, для чего вводится вектор состояния, характеризующий этот двигатель:

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

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

Процедуры оценки компонент положения, скорости, уровня и ориентации тяги в обсуждаемой интегрированной автономной навигационной системе выглядят следующим образом:

1. С использованием «скалярной» модификации фильтра Калмана в рамках сильно связанной архитектуры формируются оценки компонент текущего вектора состояния центра масс КА \mathbf{X}_1 с учетом того, что оценки параметров ориентации КА и соответствующих систематических ошибок уже получены с некоторой точностью. 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 и влияния оцениваемой на борту 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, 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 Рисунке 3.

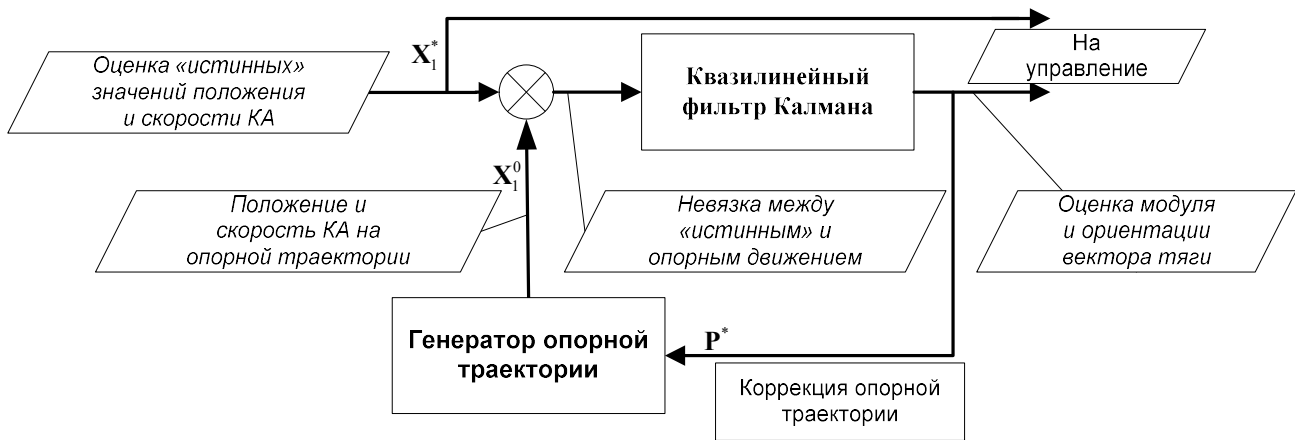


Рисунок 3. Функциональная схема оценки модуля и ориентации вектора тяги ЭДУ.

Во **второй главе** работы, включающей пять подразделов, приведены сведения, необходимые для реализации ФПП (макета) создаваемой системы и имитационного моделирования процессов функционирования созданного ФПП. Речь идет, во-первых, о принятых системах координат и отсчета времени, описанных в первом подразделе данного раздела, а также о математических моделях управляемого движения КА на ГСО на рассматриваемых этапах его жизненного цикла в рамках детерминированного, стохастического и минимаксного подходов. Второй подраздел данной главы содержит, таким образом, описание принятых в работе детерминированных моделей управляемого движения КА на ГСО. Описание подобной модели включает, в первую очередь, состав неконтролируемых факторов, а также управляющих сил и моментов, учитываемых при моделировании управляемого движения КА на ГСО в рамках детерминированного подхода, а именно:

неконтролируемые факторы

- а) возмущения гравитационного поля Земли с учетом ее несферичности;
- б) гравитационное влияние Луны и Солнца;
- в) давление солнечного света;
- г) прочие факторы: альбедо и излучение Земли, приливы в твердом теле Земли, океанические приливы;

управляющие ускорения

- а) ускорения, сообщаемые маршевой двигательной установкой (ДУ) при довыведении на ГСО в непрерывном режиме;
- б) ускорения, сообщаемые ДУ в периоды коррекции орбиты при функционировании (удержании) на ГСО;
- в) угловые ускорения, сообщаемые бортовой гироскопической системой стабилизации и ориентации в режиме отработки требуемых при довыведении маневров;
- г) угловые ускорения, сообщаемые бортовой гироскопической системой стабилизации и ориентации в режиме стабилизации в рабочей точке на ГСО;
- д) угловые ускорения, сообщаемые двигателями ориентации для: разгрузки гироскопической системы, успокоения вращения КА, отработки управляющих команд по изменению ориентации в целях достижения определенной пространственной

ориентации ДУ. Блок компонент вектора состояния КА X_1 , описывающих движение его центра масс, включает компоненты радиус вектора x, y, z и вектора скорости КА V_x, V_y, V_z в квазиинерциальной системе координат (СК GCRS: $\bar{X}_1 = (x, y, z, V_x, V_y, V_z)^T$). Блок компонент вектора состояния КА, описывающих его управляемое движение относительно центра масс с учетом обратных связей, реализуемых системой управления угловым движением (СУУД) КА представлен в орбитальной СК и включает соответственно углы крена, рыскания и тангажа, а также угловые скорости вращения КА вокруг его связанных осей: $\bar{X}_2 = (\gamma, \psi, \theta, \omega_x, \omega_y, \omega_z)^T$. В общем виде обыкновенные дифференциальные уравнения управляемого движения центра масс и углового движения КА имеют вид:

$$\begin{aligned}\dot{\bar{X}}_1 &= \mathbf{F}_1(\bar{X}_1, t, \bar{U}_1) \\ \dot{\bar{X}}_2 &= \mathbf{F}_2(\bar{X}_2, t, \bar{U}_2)\end{aligned}$$

где \mathbf{F}_1 и \mathbf{F}_2 – вектор - функции правых частей, включающие соотношения для расчета детерминированных неконтролируемых факторов, а также соответственно управляющих ускорений \bar{U}_1 и управляющих моментов \bar{U}_2 . Алгоритмы формирования управляющих ускорений и моментов СУУД применительно к детерминированной и стохастической моделям движения центра масс КА будут приведены ниже.

Уровень сложности математических моделей, описывающих, в частности, гравитационные возмущения, можно кратко характеризовать следующим образом: в работе используется так называемая «адаптивная» модель геопотенциала, в которой количество учитываемых членов ряда при расчете гравитационного ускорения меняется в зависимости от условий движения КА (при приближении к Земле их число возрастает до 320, при удалении – уменьшается до 8). Математическая модель давления солнечного света сложнее, нежели модели консервативных сил вследствие влияния на расчет светового давления конструктивных (форма, размеры КА и т.д.), а также случайных факторов (солнечная активность, ошибки ориентации осей КА и солнечных батарей и пр.), учитываемых ниже в рамках стохастической модели управляемого движения.

В этом же подразделе представлены корректные модели тени Земли, учета альбедо и излучения Земли, приливов в твердом теле Земли и океанических приливов, а также моментов сил светового давления и гравитационных сил. Далее рассматриваются модели бортовых аппаратных средств перспективной автономной интегрированной системы навигации и управления КА на ГСО. Основное внимание здесь уделяется детальной модели бортового ГНСС–приёмника как источника навигационной информации, включая используемые модели движения навигационного космического аппарата (НКА) ГЛОНАСС и GPS с учетом возмущающих факторов, состав которых задан нормативными документами и стандартами в области движения искусственных спутников Земли, формирования транслируемых сигналов на борту НКА с учетом особенностей технической реализации этих процессов, геометрической радиовидимости НКА приемной ГНСС-антенной, приема ГНСС-сигналов антенной КА на ГСО с учетом ее усиления, диаграммы направленности НКА и ослабления ГНСС- сигнала при распространении, обработке кодовых и фазовых измерений. В рамках описания бортовых исполнительных систем и устройств формирования управляющих сил и моментов приведены модели маршевого двигателя электрического типа, силовых гироскопических устройства системы угловой ориентации и стабилизации (СУОС) и газовых реактивных двигателей коррекции.

Следующий, третий, подраздел посвящен описанию используемой стохастической модели управляемого движения КА на ГСО. Состав и особенности моделей неконтролируемых факторов в рамках описываемой стохастической модели с учетом высоких требований по точности навигации и управления движением КА на ГСО определяются такими факторами, как: неточность в знании мгновенных угловых координат полюса Земли в промежуточной земной системе координат, определяющих положение «истинной» оси вращения Земли и угловую величину неравномерности вращения вокруг этой оси; неточность в знании собственных координат центра масс КА в земной СК, определяемая как разница между «истинными» координатами КА и их оценками, получаемыми на борту КА; ошибки в знании координат небесных тел, используемых при расчете гравитационного ускорения третьего тела, определяемые как разница между эфемеридами небесных тел, построенными с использованием звездных каталогов, и грубым расчетом на борту КА с использованием предопределенных рядов. Заметим, что модели высокоточного описания сил и моментов, действующих на КА при попадании на него солнечного света, являются стохастическими, представляемыми в данной модели в виде набора случайных величин с характеристиками, соответствующими паспортам используемых оптических приборов, а также ошибок ориентации КА, фактического положения солнечных батарей, ошибок основного модельного параметра, определяющего величину мощности получаемого КА солнечного излучения. Моделирование этих ошибок проводится путем генерации нормально-распределенных случайных величин или с использованием соответствующих формирующих фильтров.

Далее в подразделе обсуждаются особенности стохастических моделей бортовых навигационных средств. Основное внимание, как и при детерминированном подходе, уделяется модели бортового приемника ГНСС-сигналов. Базовое отличие стохастической модели движения НКА, используемой для генерации эфемерид НКА и, в конечном счете, для формирования ГНСС-измерений, состоит в учете ошибок эфемерид. Для воспроизведения ситуации, наиболее адекватной реальной физической картине, ошибки эфемерид не генерируются случайным образом, а формируются автоматически с использованием оперативных версий наиболее точных файлов RINEX и SP3, включающих навигационные сигналы НКА без специальной обработки. Стохастическая модель кодовых измерений учитывает тот факт, что разность моментов времени излучения сигнала НКА и его приема борту КА на ГСО случайна в силу влияния ошибок, в качестве которых выступают сдвиг БШВ бортового ГНСС-приёмника и сдвиги БШВ НКА, образующих рабочее созвездие. Систематические компоненты этих ошибок включены в состав компонент расширенного вектора состояния КА на ГСО с целью их уточнения при решении навигационной задачи. Аналогично, модели фазовых измерений характеризуются учетом следующих случайных и неопределенных факторов: ошибок ориентации КА на ГСО; ошибок решения навигационной задачи по компонентам положения и скорости центра масс КА на ГСО; непредсказуемых скачков фазы при формировании фазовых измерений. В отличие от ГНСС-приёмника при описании стохастических моделей аппаратных средств СУОС КА на ГСО: оптико-электронных астроприборов КА, датчика инфракрасного излучения Земли, солнечного прибора (датчика ориентации на Солнце), датчиков угловых скоростей (ДУС) – вполне допустимо применение стандартных стохастических моделей, приведенных, в частности, в работах [10,12]. Далее рассматривается принятая в работе модель тяги двигателя электрического типа (рассматриваемые в исследовании модели преимущественно

плазменного типа – СПД-140, СПД-100 и т.д.) при условии штатной его работы, которая имеет следующий вид:

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

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 стационарного случайного процесса с известной корреляционной функцией. Эта модель отражает результаты испытаний перспективного плазменного двигателя, типичный профиль тяги которого, полученный в результате таких испытаний, приведен на Рисунке 4.

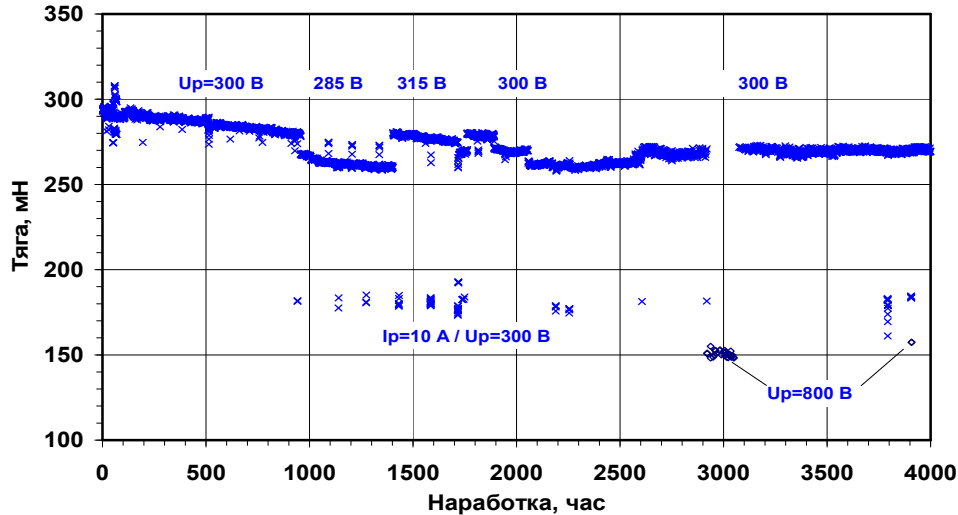


Рисунок 4. Эволюция тяги двигателя электрического типа во времени.

Стохастическая модель тяги корректирующих двигательных установок (КДУ) (прототипы: М100 и СПД-100В) принята в следующей форме:

$$P'_{КДУ} = P_{КДУ} + \Delta P_{Sys},$$

где $P'_{КДУ}$ - мгновенная величина тяги, $P_{КДУ}$ - номинальное значение тяги, принимаемое постоянным, ΔP_{Sys} – систематическое отклонение тяги - случайная величина, принимающая новое значение при каждом включении КДУ.

Модель углов ориентации вектора тяги принята в форме:

$$\varphi'_{КДУ} = \Delta \varphi_{Sys},$$

где $\varphi'_{КДУ}$ – «истинный» угол отклонения вектора тяги в произвольной плоскости; $\Delta \varphi_{Sys}$ – случайный процесс.

Стохастические модели функционирования реактивных двигателей ориентации и приводов солнечных батарей включают систематические и случайные ошибки «отработки» сигнала управления. Применительно к двигателям ориентации речь идет об ошибке длительности импульса, создаваемого двигателями, а также об ошибке, вызванной продолжительностью процесса выключения двигателей, применительно к приводам солнечной батареи – об ошибке отработки требуемого угла поворота солнечной батареи.

Следующий, четвертый подраздел содержит описание минимаксной модели управляемого движения КА на ГСО.

Использование минимаксной модели процесса функционирования ГНСС–приёмника осуществляется в ситуации, когда отсутствует статистика относительно

ошибок прогноза эфемерид используемых НКА, а также нет необходимых данных о навигационных кадрах GPS и ГЛОНАСС по причине значительного ослабления и/или отсутствия навигационного сигнала. В такой ситуации используются следующие основные параметры, определяющие уровень ошибок и состав ограничений в модели приемника сигналов ГНСС: наименьшее допустимое число рабочих КА, наименьшее значение мощности ГНСС-сигнала, гарантированный уровень ошибок эфемерид для различных проекций на плоскость орбиты. Реализация моделей астроприборов в минимаксной постановке отличается тем, что вместо набора систематических и случайных компонент ошибок измерений, разыгрываемых в соответствии с априорной статистикой, значения соответствующих ошибок определяются уровнем 3 СКО ошибок измерений соответствующих аппаратных средств. Вариант неопределенной модели тяги двигателя эквивалентен рассмотрению ситуации, когда отклонение характеристик тяги от номинала максимально:

$$P_R = P_N(U_0) + \Delta P_{\max} \cdot k,$$

где k – коэффициент, принимающий значения ± 1 в зависимости от реализации случайной величины k_B , подчиняющейся распределению Бернулли. Далее эта модель реализуется в рамках следующих сценариев:

- а) при включении тяги разыгрывается значение коэффициентов k_B и k ;
- б) каждый раз после включения двигателя разыгрывается k_B .

Минимаксная модель функционирования корректирующих двигательных установок (прототипы М100 и СПД-100В) имеет вид:

$$P'_{КДУ} = P_{КДУ} + \Delta P_{\max},$$

где $P'_{КДУ}$ – мгновенная величина тяги, $P_{КДУ}$ – постоянное номинальное значение тяги, ΔP_{\max} – максимально возможное отклонение тяги, реализуемое как постоянная величина. В свою очередь, можно составить модель для углов ориентации вектора тяги:

$$\varphi'_{КДУ} = \Delta \varphi_{\max},$$

где $\varphi'_{КДУ}$ – реальное значение угла отклонения вектора тяги в произвольной плоскости;

$\Delta \varphi_{\max}$ – максимальное отклонение «пучка» тяги, конструктивно возможное для данной модели двигателя. Основные особенности минимаксных моделей функционирования газовых реактивных двигатели ориентации и приводов солнечных батарей состоят в наличии постоянной погрешности «отработки» управляющих сигналов, величина которой определяется границей интервала 3 СКО для стохастического варианта модели соответствующего исполнительного устройства.

Заключительный пятый подраздел второй главы является ключевым в том смысле, что он содержит детальное описание всех алгоритмов функционирования разрабатываемого ФПП–макета автономной интегрированной системы навигации и управления движением центра масс и относительно центра масс КА на ГСО на рассматриваемых этапах его жизненного цикла. В начале подраздела дается обоснование архитектуры создаваемой системы, приводящее к показанной на Рисунке 5 функциональной схеме интегрированной автономной системы навигации и управления КА на ГСО, обеспечивающей решение всех сформулированных в первой главе задач навигации и управления. Эта функциональная схема, в соответствии с концепцией, развитой в главе 1, отражает основные особенности создаваемой системы, а именно:

- возможность реконфигурации её архитектуры в соответствии с этапом жизненного цикла КА (довыведение, перевод, удержание), что отражено на схеме

в виде набора различных блоков навигации и управления, активируемых в зависимости от условий функционирования КА (активный или пассивный участок траектории);

- интеграция данных различных аппаратных средств и привлечение дополнительных алгоритмов для достижения требуемого качества автономной навигации;
- использование перспективных аппаратных средств;
- использование различных управляющих устройств в соответствии с этапом жизненного цикла.

Блоки на схеме Рисунке 5 представляют собой либо программные компоненты системы, либо аппаратные средства. Стрелками на рисунке 5 обозначены направления передачи наборов данных. Ключевыми процессами на приведенной схеме являются:

- а) формирование опорной траектории движения на борту КА;
- б) решение навигационной задачи, т.е. оценка компонент расширенного вектора состояния КА, включая положение и скорость центра масс КА, углов ориентации и их производных (угловых скоростей), а также компонент вектора тяги маршевого (или корректирующего) двигателя;
- в) формирование команд управления, а также управляющих сил и моментов для управления движением центра масс и угловым движением КА.

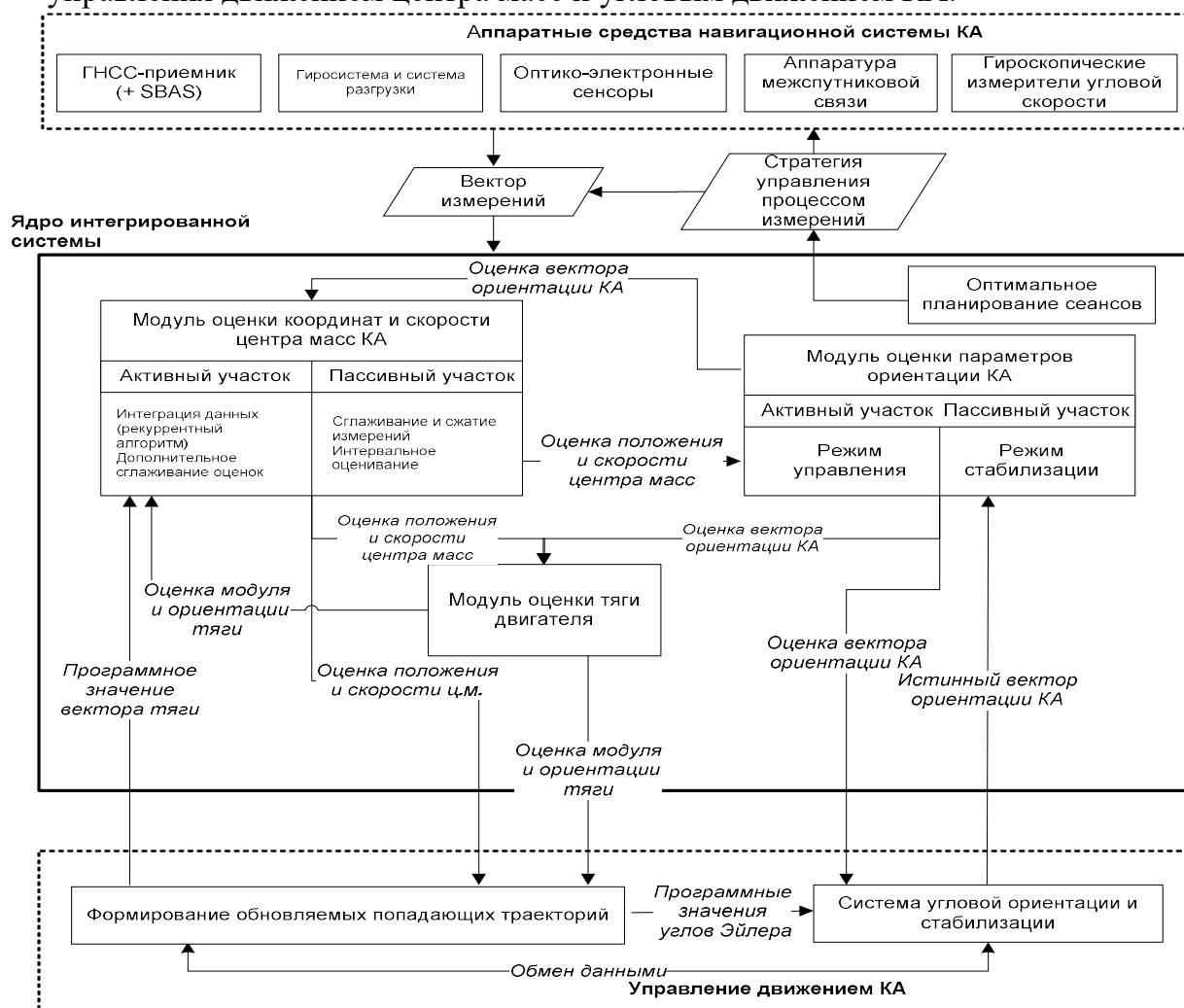


Рисунок 5. Функциональная схема математической модели интегрированной системы навигации и управления движением КА на ГСО.

В рамках данной работы расширенный вектор состояния КА на ГСО включает следующие компоненты:

$$\bar{X} = \left(X_{ИСК} \quad Y_{ИСК} \quad Z_{ИСК} \mid V_{X ИСК} \quad V_{Y ИСК} \quad V_{Z ИСК} \mid \vartheta \quad \psi \quad \gamma \right. \\ \left. \mid \Delta \cos \alpha_{Sun1} \quad \Delta \cos \alpha_{Sun2} \quad \Delta \cos \alpha_{St1} \quad \Delta \cos \alpha_{St2} \quad \Delta \cos \alpha_{E1} \quad \Delta \cos \alpha_{E2} \right. \\ \left. \mid \Delta \vartheta_E^{sys} \quad \Delta \gamma_E^{sys} \quad \Delta \vartheta_E^{ort} \quad \Delta \gamma_E^{ort} \quad \Delta \psi_{Sun}^{sys} \quad \Delta \gamma_{Sun}^{sys} \quad \Delta \psi_{Sun}^{ort} \quad \Delta \gamma_{Sun}^{ort} \right. \\ \left. \mid \Delta \vartheta_{St}^{sys} \quad \Delta \psi_{St}^{sys} \quad \dots \quad \Delta \psi_{St}^{ort} \quad \Delta \gamma_{St}^{ort} \quad \Delta t_{KA} \quad \Delta t_0 \quad \dots \quad \Delta t_N \right)^T,$$

где $X_{ИСК}$, $Y_{ИСК}$, $Z_{ИСК}$ - компоненты положения КА в инерциальной системе координат (ИСК) J2000; $V_{X ИСК}$, $V_{Y ИСК}$, $V_{Z ИСК}$ - компоненты скорости КА в ИСК; ϑ , ψ , γ - углы ориентации КА в орбитальной системе координат (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; $\left(\Delta \vartheta_E^{sys} \quad \Delta \gamma_E^{sys} \quad \Delta \vartheta_E^{ort} \quad \Delta \gamma_E^{ort} \right)$ - систематические ошибки датчика Земли в вертикальной и горизонтальной плоскости связанной системы координат (ССК). Здесь и далее: индекс ort означает, что ошибка вызвана неортогональностью и перекосом осей чувствительных элементов датчиков, индекс sys - постоянная погрешность датчика, вносимая смещением «нуля», $\left(\Delta \psi_{Sun}^{sys} \quad \Delta \gamma_{Sun}^{sys} \quad \Delta \psi_{Sun}^{ort} \quad \Delta \gamma_{Sun}^{ort} \right)$ - систематические ошибки датчика Солнца в вертикальной и горизонтальной плоскости ССК, $\left(\Delta \vartheta_{St}^{sys} \quad \Delta \psi_{St}^{sys} \quad \Delta \vartheta_{St}^{ort} \quad \Delta \psi_{St}^{ort} \right)$ - систематические ошибки звездного датчика в вертикальной и горизонтальной плоскости ССК; $\left(\Delta t_{KA} \quad \Delta t_0 \quad \dots \quad \Delta t_{59} \right)$ - параметры сдвига бортовых часов КА и бортовых часов каждого из навигационных КА ГЛОНАСС и GPS, которые используются при решении задачи позиционирования путем обработки ГНСС-измерений и межспутниковых измерений. В представленном векторе отсутствуют систематические ошибки лазерной аппаратуры межспутниковой связи, это обусловлено малым значением их ошибок в сравнении с остальными ошибками.

Дальнейшее изложение данного подраздела посвящено описанию используемых в рамках ФПП алгоритмов решения навигационной задачи. Состав используемых алгоритмов навигации, в том числе их модификаций, соответствует тому описанию, которое было приведено во втором подразделе первого раздела работы. Порядок вызова описанных алгоритмов и их взаимного функционирования определяется приведенной выше функциональной схемой (Рисунок 5). Остановимся здесь на различиях в исполняемых бортовых алгоритмах в зависимости от этапа жизненного цикла КА на ГСО. Рассмотрим этап довыведения КА на ГСО, характеризующийся рядом особенностей, затрудняющих проведение навигационных измерений и формирование высокоточного навигационного решения, а именно:

а) перманентное изменение ориентации и текущих параметров орбиты КА и, как следствие, ухудшение информативности оптических и радионавигационных измерений, обусловленное выходом из зоны обзора астродатчиков и потерей сигнала ГНСС;

б) необходимость высокоточного прогнозирования управляемого движения КА с учетом ускорения от тяги двигателя, сравнимого по модулю с ускорениями от возмущающих факторов;

в) необходимость проведения сеансов ГНСС-измерений для различных типов промежуточных орбит с разбросом большой полуоси до 50 000 км, эксцентриситета до 0.6, наклона до 1.2.

На этапе приведения КА в рабочую точку на ГСО выявлена следующая особенность решения навигационной задачи, состоящая в необходимости получения высокоточного навигационного решения за относительно короткий промежуток времени до проведения очередного корректирующего импульса, включая высокоточную оценку компонент вектора тяги корректирующего двигателя.

С учетом сказанного, в состав бортовых алгоритмов навигации введен отдельный блок регулирования процесса накопления и фильтрации измерений, определяющий «время жизни» измерения на интервале, пока управляющее воздействие не приведет к суммарному изменению координат с момента получения измерения на величину более 0.1 м или изменению компонент скорости более 10^{-4} м/с. Прогнозирование таких изменений для каждого из формируемых измерений дает возможность управлять размером выборки, обрабатываемой с использованием метода наименьших квадратов (МНК) в целях получения максимальной точности навигационной информации. При отсутствии возможности использования МНК в силу ограниченного количества измерений блок прогноза их устаревания позволяет регулировать значение доверительной вероятности отдельного измерения при обработке в интегральном фильтре Калмана, изменяя при этом коэффициенты в матрице весов (матрице ковариаций ошибок измерений).

Перейдем к рассмотрению особенностей процесса удержания КА на ГСО. Кратко перечислим особенности данного этапа, влияющие на процесс проведения навигационных измерений и формирование высокоточного навигационного решения:

а) необходимость сохранения постоянной ориентации КА относительно орбитальной СК на протяжении длительного времени;

б) высокие требования по точности позиционирования (менее 1 м по координатам и 1 см/с по компонентам скорости) и ориентации (менее 1 угловой минуты) КА при формировании на борту навигационного решения;

в) высокие требования к точности определения периода обращения орбиты КА и удержанию КА на заданной долготе стояния;

г) необходимость оперативной и высокоточной оценки сообщаемых корректирующими двигательными установками импульсов удержания КА.

Для достижения указанных характеристик в режиме удержания КА применяются разработанные процедуры оптимального планирования сеансов измерений, критериями оптимальности которых являются максимальная наблюдаемость всех параметров движения КА (выбирается максимум для самых ненаблюдаемых параметров), максимальная длительность сеанса, минимальная априорная неопределенность сдвига бортовой шкалы НКА относительно системного времени. После формирования плана измерений производится его отработка бортовой навигационной аппаратурой КА. Речь идет прежде всего о формировании радионавигационных измерений ГНСС и межспутниковых измерений. Высокие требования к определению периода обращения приводят к необходимости проведения дополнительных процедур сглаживания навигационного решения численными методами оптимальной фильтрации, где в

качестве измерений выступают оценки компонент координат или скоростей либо получаемые на их основе значения периода обращения КА.

Дальнейший материал обсуждаемого подраздела связан с задачами управления угловым движением КА на ГСО, зависящими от текущего этапа жизненного цикла КА и соответствующих ему требований: довыведение на целевую орбиту, перевод на рабочую долготу, удержание в рабочей точке. При довыведении и коррекции орбиты на этапе перевода требуемые углы тангажа и рыскания определяются программой управления движением, угол крена вычисляется, исходя из требуемого перпендикулярного расположения оси Oz КА к солнечным лучам. На этапе удержания углы тангажа и крена остаются нулевыми. Угол рыскания вычисляется с помощью условия перпендикулярного расположения оси Oz КА к солнечным лучам. В рамках данного исследования разработаны алгоритмы для расчета управляющих воздействий в контуре СУОС для двух типовых конфигураций управляющих giroустройств: комплекта двигателей маховиков и трехстепенного стабилизатора.

Кратко остановимся на режиме стабилизации КА. Задача стабилизации КА заключается в устранении нежелательных угловых отклонений от требуемых значений и компенсации угловых скоростей связанных осей КА, возникающих под действием различных возмущающих моментов. При этом в режиме стабилизации существует искусственно созданная широкая зона «нечувствительности» при отработке рассогласований углов тангажа и крена. Размер зоны «нечувствительности» определяется современными требованиями к ошибкам поддержания требуемой ориентации КА в пределах 0.07° (3 СКО) и составляет 0.02° . В этой связи определены предъявляемые технические требования к максимальным ошибкам отработки СУОС на уровне 0.03° (3 СКО) и максимальным ошибкам оценок углов ориентации КА на уровне 0.02° . Дальнейший материал заключительного подраздела второй главы работы посвящен алгоритмам управления движением центра масс КА.

В соответствии с концепцией построения автономной системы управления КА на ГСО при разработке алгоритмов управления предложено рассматривать различные подходы к учету неконтролируемых факторов - детерминированный, стохастический и гарантирующий. Если случайные воздействия пренебрежимо малы, используется детерминированный подход, который дает оптимистичное (наилучшее) решение. Стохастический подход дает решение, оптимальное в среднем по множеству исходов, и применяется, когда статистические характеристики случайных факторов известны. Гарантирующий подход принято называть пессимистическим, поскольку он приводит к наилучшему решению в наихудшем с точки зрения влияния неопределенных неконтролируемых факторов случае.

Наличие алгоритмов автономного управления и навигации, созданных в рамках трех упомянутых подходов, позволит сформировать программно-математическое обеспечение интегрированной автономной системы навигации и управления динамическими операциями КА на ГСО, адаптируемое к конкретной ситуации.

Перейдем к формированию алгоритмов автономного управления на основе развитой концепции и с учетом предложенной в первой главе формализации. Рассмотрим вначале детерминированный подход при следующих допущениях:

1. Принципиальными являются трансверсальное и бинормальное направления ускорения от тяги электрической реактивной двигательной установки (ЭРДУ). Радиальная составляющая появляется из-за ошибок ориентации.
2. Начальные условия заданы системой автономной навигации.

3. Система ориентации и стабилизации спутника в течение активного участка поддерживает необходимую ориентацию вектора тяги.
4. Коррекция положения КА в плоскости орбиты по времени может совпадать с коррекцией наклона.

Существующие ограничения на объем автореферата исключают возможность детального изложения процессов формирования бортового алгоритма управления движением центра масс на основе соответствующих численных процедур в рамках детерминированного подхода.

На этапе **довыведения** на ГСО для управления движением центра масс КА предлагается использовать алгоритм квазиоптимального управления с обратной связью. Алгоритм построен на базе необходимых условий оптимальности программы управления при перелете между некомпланарными орбитами с использованием непрерывно работающей ЭРДУ (за исключением теневых участков).

Управлением в задаче довыведения являются углы тангажа θ и рыскания ψ , определяющие орт ориентации вектора тяги маршевого двигателя. Так как, скорее всего, двигатель будет жестко закреплен на КА вдоль строительной оси Ox , то вычисляемые требуемые углы ориентации тяги фактически будут являться требуемыми углами ориентации всего КА.

Углы тангажа θ и рыскания ψ в любой момент времени вычисляют по формулам

$$\cos \theta = \frac{A_r}{\sqrt{A_r^2 + A_\tau^2}}, \sin \theta = \frac{A_\tau}{\sqrt{A_r^2 + A_\tau^2}};$$

$$\sin \psi = \frac{\sqrt{A_r^2 + A_\tau^2}}{\sqrt{A_r^2 + A_\tau^2 + A_n^2}}, \sin \theta = \frac{A_n}{\sqrt{A_r^2 + A_\tau^2 + A_n^2}},$$

где

$$A_\tau = hp_h + [(\xi + l)\cos F + e_x] p_{ex} + [(\xi + l)\sin F + e_y] p_{ey};$$

$$A_r = \xi (p_{ex} \sin F - p_{ey} \cos F);$$

$$A_n = \eta (-e_y p_{ex} + e_x p_{ey}) + \frac{l}{2} \tilde{\varphi} (p_{ix} \cos F - p_{iy} \sin F).$$

В приведенных соотношениях выше $h = \sqrt{p/\mu_E}$, $e_x = e \cdot \cos(\Omega + w)$, $e_y = e \cdot \sin(\Omega + w)$, $i_x = \operatorname{tg}(i/2) \cos \Omega$, $i_y = \operatorname{tg}(i/2) \sin \Omega$, $F = v + w + \Omega$, e – эксцентриситет, p – фокальный параметр, w – аргумент перицентра, i – наклонение, Ω – долгота восходящего узла, v – истинная аномалия, $\xi = 1 + e_x \cos F + e_y \sin F$, $\eta = i_x \sin F - i_y \cos F$, $\varphi = 1 + i_x^2 + i_y^2$. Переменные p_h , p_{ex} , p_{ey} , p_{ix} , p_{iy} , p_F сопряжены с фазовыми координатами h , e_x , e_y , i_x , i_y и F соответственно.

Отметим здесь, что элементы орбиты КА, используемые в приведенных выше соотношениях, рассчитываются на основе известных на борту компонент вектора состояния КА, включающего его координаты и компоненты вектора скорости. Таким образом, управление зависит от вырабатываемых на борту навигационных оценок координат и скорости КА. Если опустить подробности, то суть взаимодействия процессов навигации и управления движением при довыведении КА можно изобразить схемой, представленной на Рисунке 6.

Как показано на рисунке, управление КА осуществляется на основе результатов решения навигационной задачи. Алгоритм управления использует не только оценки компонент координат и вектора скорости КА, но и оценки углов его ориентации, фактического значения тяги двигателя, а также углов отклонения вектора тяги от

номинала. В процессе проведения исследования одной из основных задач было формирование требований к вырабатываемым оценкам перечисленных параметров вектора состояния КА исходя из перспективных требований к точности довыведения и приведения в рабочую точку.

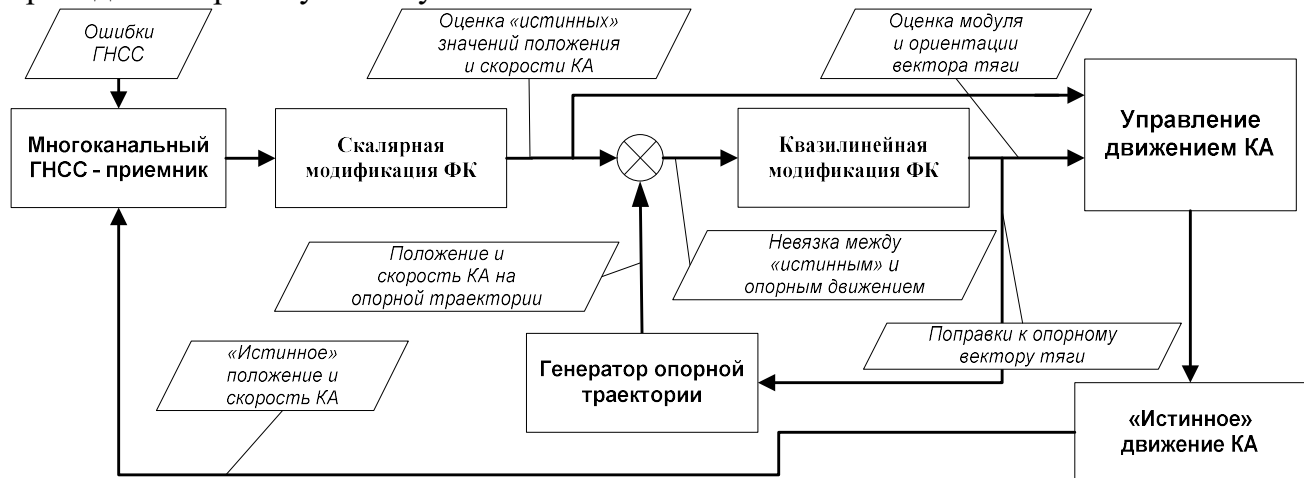


Рисунок 6. Функциональная схема работы алгоритма навигации и управления движением при довыведении.

При построении **алгоритма удержания** КА в рабочей позиции целесообразно использовать те же подходы и методы, что и в случае приведения в орбитальную позицию. Целью удержания в окрестности опорной орбиты является обеспечение принадлежности вектора состояния КА заданной области на длительном интервале времени, соизмеримом со сроком активного существования КА. При этом предполагается, что доступен полный вектор состояния, получаемый от системы навигации. В этом случае, как и при вводе КА в систему, в качестве рабочей можно принять ту же самую модель управляемого движения, но с адаптацией к данному этапу. Дело в том, что модель управляемого возмущенного движения прогнозирует состояние КА в конце активного участка, тогда как при удержании нас будет интересовать прогноз вектора состояния наперед после очередной коррекции. Иными словами, при удержании управление осуществляется не терминальным состоянием, как при вводе в орбитальную структуру, а будущей эволюцией вектора состояния.

Соответствующую модель нетрудно получить из рабочей модели, учитывая только вековые возмущения. Принимая во внимание близость к нулю эксцентриситета орбиты, ограничимся рассмотрением только углового движения. Коррекции эксцентриситета, если и потребуются, будут осуществляться за счет соответствующего выбора момента включения ДУ.

Для определения стратегии удержания, как и в предыдущем случае, воспользуемся комбинированным методом оптимизации. В данном случае программная составляющая представляет собой интервалы времени между коррекциями удержания $\{\Delta t_k\}$ и число коррекций, а синтезируемой составляющей по-прежнему является последовательность $\{u_k\}$. Поэтому формально для решения задачи можно воспользоваться любым из выше рассмотренных алгоритмов. Однако количество коррекций на этапе удержания определяется моментом исчерпания имеющегося запаса топлива и может быть сколь угодно большим. Поэтому можно говорить о существовании установившегося режима, когда параметры управления не зависят от времени, а коррекции удержания проводятся через равные, наперед заданные, промежутки времени. Тогда программная составляющая вырождается в единственный

параметр – интервал времени Δt_k . Его следует интерпретировать как нижнее значение длительности пассивного участка при определении момента включения из условия минимизации эксцентриситета.

Гипотеза об установившемся режиме постулирует независимость функции будущих потерь от времени. Это означает, что коэффициенты обратной связи синтезируемой составляющей рассчитываются при $N=1$ при выбранном интервале Δt_k между коррекциями с помощью соответствующих рекуррентных соотношений методом последовательных приближений. Затем уравнения возмущенного движения многократно моделируются (статистически или гарантированно) с определением величины управляющего воздействия по линейному закону. В результате находим статистические (или гарантированные) оценки вектора состояния, на основе которых отыскивается оптимальный интервал между коррекциями.

Задачи удержания наклона и долготы восходящего узла решаются аналогично.

Третья глава работы, состоящая из шести подразделов посвящена исследованию работоспособности и определению потенциальных точностных характеристик ФПП автономной реконфигурируемой системы навигации и управления КА на ГСО на рассматриваемых этапах его жизненного цикла. Основное внимание уделяется научно-техническим проблемам, существование которых ставит под сомнение саму возможность реализации подобной системы. Первая из таких проблем состоит в подтверждении технической возможности приема, обработки и формирования на борту навигационного кадра из принятого ГНСС–сигнала на всех этапах жизненного цикла КА на ГСО. Следующая проблема состоит в подтверждении возможности непрерывной высокоточной оценки уровня и ориентации тяги стационарного плазменного двигателя с одновременным формированием команд управления на этапе довыведения.

И наконец – необходимость подтверждения возможности реализации полностью автономных процессов навигации и управления движением КА на ГСО на протяжении всего жизненного цикла и, что самое главное, на этапе довыведения. Для этого были проведены так называемые комплексные эксперименты, включающие имитационное полунатурное моделирование с использованием специализированных аппаратных средств. Далее в третьей главе работы, включающем 6 подразделов описаны программные и аппаратные средства, которые использовались для проведения такого моделирования, а также полученные с использованием разработанного комплекса результаты. Приведено описание комплексных экспериментов, включающих имитационное полунатурное моделирование с использованием специализированных аппаратных средств. Функциональная схема основных элементов ПМО, реализующих весь описанный в главе 2 перечень моделей, а также процессы обмена данными между моделями, приведены на Рисунке 7.

Одновременно был создан программно–аппаратный комплекс (ПАК) (стенд) полунатурного моделирования, в состав которого включены следующие элементы:

- ✓ имитатор навигационных сигналов ГНСС (модель NI (National Instruments) PXIe-GNSS);
- ✓ имитатор приемника сигналов ГНСС (разработан на базе NI USRP-2920);
- ✓ сервер высокоточного координатного обеспечения (генерирует эфемериды НКА);
- ✓ ЭВМ для моделирования истинного движения КА и функционирования его бортовой интегрированной системы управления и навигации;
- ✓ сетевой концентратор.

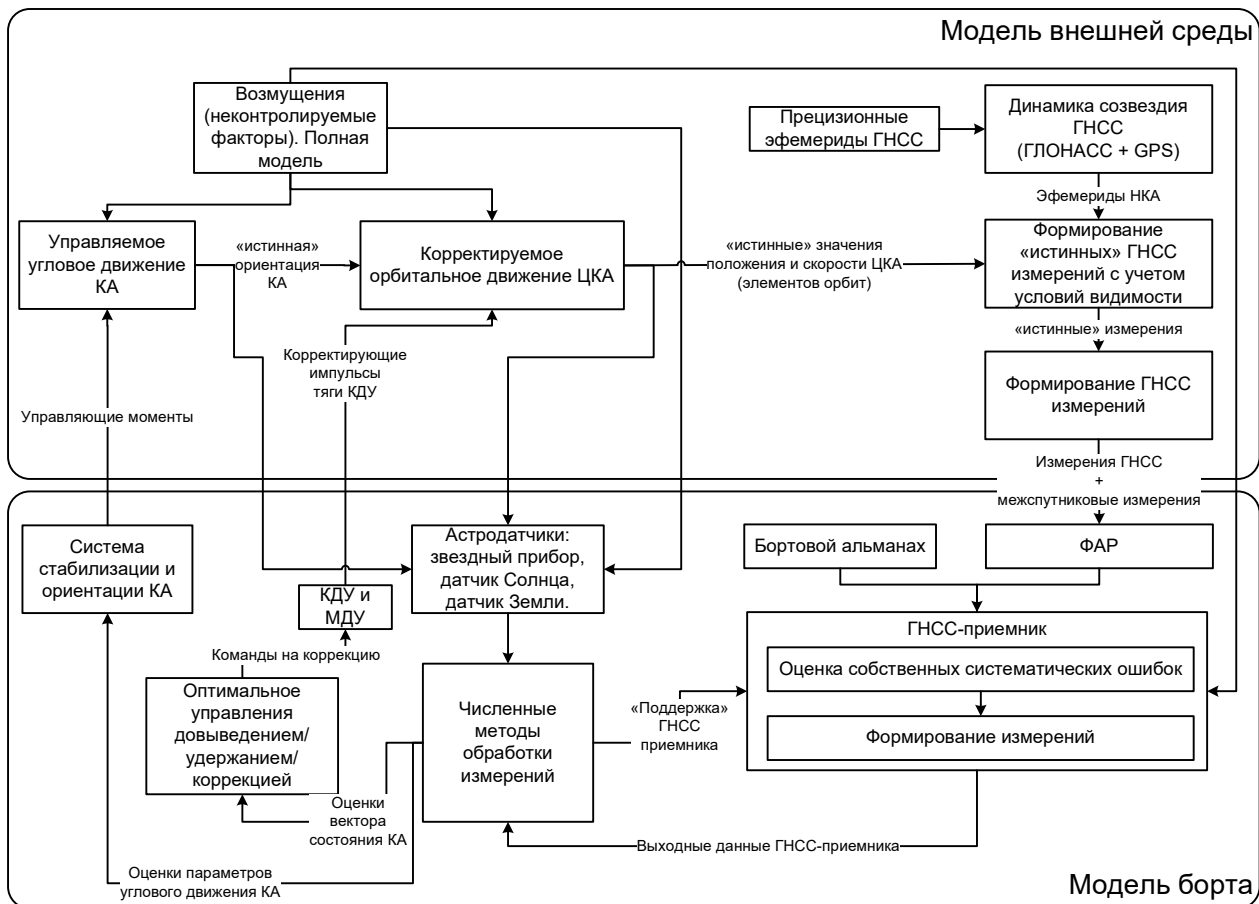


Рисунок 7. Функциональная схема основных элементов ПМО.

Для проверки и обоснования корректности технических решений, примененных при создании ПАК, было проведено предварительное математическое моделирование процесса приема сигналов ГНСС. Результаты моделирования показывают, что при использовании для навигации только ГЛОНАСС число НКА в зоне радиовидимости может становиться менее четырех для высот $> 63\,000$ км, соответственно менее четырех НКА могут быть использованы при приеме сигналов GPS на высотах $> 48\,000$ км (что меньше высоты апогея промежуточной орбиты в процессе доведения целевого КА на ГСО). Данный факт объясняется меньшей мощностью бортового передатчика НКА GPS и более узкой диаграммой направленности их передающих антенн. Совместное использование обеих ГНСС обеспечивает потенциальную возможность приема стабильного сигнала не менее чем от четырех НКА, до высоты $65\,000$ км и прием сигнала с перерывами от четырех НКА до высоты $90\,000$ км. Результаты, полученные в ходе испытаний, показали существенную близость «реальных» (лабораторных) условий протекания процессов, в частности приема ГНСС их программной реализации с использованием моделей. Таким образом, комплекс подтвердил возможность и корректность обработки данных ГНСС с использованием специальных численных методов для получения высокоточного решения навигационной задачи на всех этапах жизненного цикла КА на ГСО. Проведенные эксперименты анализа условий наблюдаемости реальных НКА в процессе движения КА на высоких эллиптических орбитах и ГСО при использовании для формирования измерений модифицированного приемника сигналов ГНСС для КА доказали состоятельность идеи о возможности применения многоканального ГНСС-приёмника в качестве интеллектуального ядра автономной

интегрированной системы навигации и управления движением КА на ГСО на рассматриваемых этапах его жизненного цикла. С целью «отработки» алгоритмов оценки тяги, которые используют модели систематических и случайных ошибок тяги была взята типичная реализация тяги двигателя СПД-140. Анализ адекватности разработанных моделей тяги с точки зрения обеспечения требуемого уровня точности оценки модуля и ориентации вектора тяги был проведен путем статистического моделирования работы замкнутой интегрированной системы навигации и управления движением КА на ГСО на этапе довыведения.

Далее в этой главе работы рассматриваются результаты, полученные при моделировании процессов автономного управления и навигации КА на ГСО на рассматриваемых этапах его жизненного цикла. Анализ полученных зависимостей ошибок оценок координат и компонент скорости показал, что на всем протяжении процессов довыведения, приведения в рабочую точку и удержания навигационная задача решается с результатом, превосходящим предъявляемые требования.

Выводы по полученным результатам:

1. Предложена концепция реализации интегрированной автономной системы навигации и управления КА на ГСО, основанная на использовании перспективных технических решений и информационных ГНСС-технологий и включающая следующие положения:

- раздельное решение задач управления движением и навигации КА с последующей отработкой соответствующих алгоритмов управления и навигации путем полунатурного моделирования замкнутой интегрированной автономной системы на средствах специально создаваемого программно-аппаратного комплекса;
- разработку «наборов» алгоритмов управления движением и навигации КА на ГСО в рамках детерминированной, стохастической и минимаксной постановок соответствующих задач оптимизации управления и оценивания с целью учета разнородных по своей физической природе неконтролируемых факторов: детерминированных, стохастических, неопределенных;
- использование в качестве перспективной бортовой двигательной установки ЭРДУ полезной нагрузки, выводимой на ГСО;
- использование в составе бортовых аппаратных средств многоканального ГНСС-приёмника в качестве интеллектуального ядра интегрированной автономной навигационной системы, а также аппаратуры межспутниковой связи, датчиков угловых скоростей и оптико-электронных астроприборов для требуемой точности автономного решения навигационной задачи КА;
- введение в состав интегрированной навигационной системы специальных алгоритмов (планирования навигационных измерений, сглаживания и отбраковки измерений, интервального оценивания) с целью обеспечения требуемого уровня достоверности и «надежности» автономного навигационного решения на длительных временных интервалах;
- использование специальных алгоритмов интеграции данных для решения автономными средствами дополнительной задачи оценивания модуля и ориентации вектора тяги ЭДУ.

2. Сформирован облик автономной интегрированной системы навигации и управления движением КА на ГСО применительно к основным этапам жизненного цикла КА данного класса, в том числе:

- обоснована глубоко интегрированная реконфигурируемая применительно к

конкретному этапу жизненного цикла КА на ГСО архитектура автономной интегрированной системы навигации и управления;

- определены состав, прототипы и характеристики бортовых аппаратных средств, обеспечивающих автономное решение задач навигации и управления с требуемой точностью, достоверностью и качеством соответственно, включая:
 - ✓ многоканальный ГНСС–приёмник с поддержкой современных и перспективных систем коррекции ГНСС;
 - ✓ аппаратуру межспутниковой связи;
 - ✓ солнечный и звездный оптико-электронные приборы;
 - ✓ маршевую и корректирующую двигательные установки плазменного типа;
 - ✓ устройства создания управляющих моментов;
- в соответствии с развитой концепцией сформированы детерминированные, стохастические и минимаксные (гарантирующие) математические модели управляемого движения центра масс и относительно центра масс КА на ГСО с учетом влияния неконтролируемых факторов различной физической природы. Созданные модели включают модификации, обеспечивающие (в рамках модели окружающей среды) воспроизведение «истинного» управляемого движения КА на ГСО, а также модификации, предназначенные для реализации на борту КА;
- определен состав алгоритмов функционирования автономной интегрированной системы навигации и управления КА на ГСО применительно к детерминированному, стохастическому и минимаксному (гарантирующему) подходам.

3. С использованием достаточных условий оптимальности в рамках детерминированного, стохастического и минимаксного (гарантирующего) подходов созданы алгоритмы управления движением центра масс, пригодные для возможной реализации на борту КА. Алгоритмы обеспечивают учет существующих технических ограничений и реализацию этапов довыведения, перевода на рабочую долготу стояния и удержания с соответствующим по международным стандартам качеством при минимальных энергозатратах.

4. При реализации основного подхода к решению сформулированных научно–технических задач использовалось полунатурное моделирование, для чего был создан программно-аппаратный комплекс, имитирующий процесс функционирования ФПП автономной интегрированной системы навигации и управления КА на ГСО, включающий следующие средства:

- имитатор навигационных сигналов ГНСС;
- имитатор приемника сигналов ГНСС;
- сервер высокоточного координатного обеспечения;
- ЭВМ для моделирования внешней среды, управляемого движения КА и функционирования его бортовой интегрированной системы управления и навигации;
- сетевой концентратор.

5. С использованием разработанного ПАК проведено экспериментальное исследование условий наблюдаемости реальных НКА на высоких эллиптических орбитах и ГСО, подтверждена возможность формирования навигационных измерений приёмником сигналов ГНСС, в результате чего доказана состоятельность идеи использования многоканального ГНСС–приёмника в качестве интеллектуального ядра автономной интегрированной системы навигации и управления движением КА на ГСО

на рассматриваемых этапах его жизненного цикла.

6. Верифицирована стохастическая модель тяги стационарных плазменных двигателей, используемых как на этапе довыведения, так и при переводе КА на требуемую долготу на ГСО и удержании в рабочей точке. Данная стохастическая модель учитывает разброс модуля и ориентации вектора тяги. По результатам имитационного моделирования с использованием ПАК показана возможность оценки фактического значения тяги МДУ с ошибкой менее 1% от номинала (3СКО), оценки углов ориентации тяги с ошибкой менее 10' при времени проведения оценки тяги менее 4 часов (3 СКО).

7. По результатам имитационного моделирования с использованием ПАК показано, что с учетом приведенных в п.6 ошибок оценок модуля и ориентации вектора тяги предложенные алгоритмы автономной навигации обеспечивают на этапе довыведения в автономном режиме на интервале более 1 года на уровне 3 СКО:

- ошибки оценки координат центра масс КА менее 100 м (при приведении с использованием дополнительных процедур обработки менее 5 м),
- ошибки оценки вектора скорости менее 0.7 м/с (при приведении с использованием дополнительных процедур обработки менее 0.004 м/с),
- ошибка оценки углов ориентации менее 1' (при приведении с использованием дополнительных процедур обработки менее 0.1'),
- ошибка оценки ориентации солнечных батарей менее 6°,
- ошибка оценки ориентации связанных осей КА относительно орбитальных менее 10'.

8. По результатам имитационного моделирования с использованием ПАК показано, что при выполнении указанных в п.п. 6 и 7 характеристик точности оценивания модуля и ориентации вектора тяги СПД и решения навигационной задачи автономными средствами предложенные стохастические алгоритмы управления обеспечивают следующие характеристики терминальной точности этапов довыведения и перевода КА на рабочую долготу на ГСО (3СКО):

- ошибки по наклонению не более 0.05°,
- ошибки по эксцентриситету не более 0.0001,
- ошибки по полуоси не более 30 км,
- ошибки по долготе подспутниковой точки не более 0.05°.

9. По результатам имитационного моделирования с использованием ПАК показано, что предложенные алгоритмы удержания КА на рабочей долготе стояния на ГСО обеспечивают:

- максимальное отклонение линии визирования с ошибкой менее 4' (3 СКО),
- время выхода на стабилизированный режим после выполнения коррекций орбиты менее 30 мин,
- время сохранения стабилизации без нарушений более 1 года.

Публикации по теме диссертации

1. Современные информационные технологии в задачах навигации и наведения беспилотных маневренных летательных аппаратов / К.К. Веремеенко [и др.] М.: ФИЗМАТЛИТ, 2009. 670 с. (30,45/5,08 п.л.)

2. Современные и перспективные информационные ГНСС-технологии в задачах высокоточной навигации / В.А. Бартенев [и др.] М.: Физматлит, 2014. 191 с. (8,68/1,24 п.л.)

3. Статистическая динамика и оптимизация управления летательных аппаратов / В.Т. Бобронников [и др.] М.: Альянс, 2013. 403 с. (18,32/3,05 п.л.)
4. Моделирование процессов функционирования интегрированных систем ЛА на основе методологии объектно-ориентированного анализа и проектирования / К.К. Веремеенко [и др.] М.: МАИ-ПРИНТ, 2010. 93 с. (4,23/1,41 п.л.)
5. Белоусов И. А., Козорез Д. А., Красильщиков М. Н., Сыпало К. И. Формирование алгоритмов интегрированной навигационной системы малого ИСЗ на основе ГЛОНАСС/GPS технологии. // Полет. 2000. №3. С. 91-106. (1,0/0,25 п.л.)
6. Козорез Д. А., Красильщиков М. Н., Дишель В. Д., Сыпало К. И., Белоусов И. А. Формирование облика интегрированной навигационной системы малого ИСЗ на основе ГЛОНАСС/GPS технологий // Известия РАН. Теория и системы управления. 2001. №2. С. 101-115. (1,0/0,2 п.л.). Belousov I. A., Dishel V.D., Kozorez D. A., Krasil'shchikov M. N., Sypalo K. I. Formation of the structure of models and algorithms for an integrated navigational system of a small artificial satellite of earth // Journal of Computer and Systems Sciences International. 2001. Т. 40. № 2. p. 265-277. (0,59/0,12 п.л.)
7. Козорез Д. А., Красильщиков М. Н., Сыпало К. И. Анализ условий обеспечения функционирования инерциально-спутниковой навигационной системы беспилотного летательного аппарата в условиях помех // Автоматика и телемеханика. 2010. № 3. С. 72-86. (0,68/0,23 п.л.). Kozorez D. A., Krasil'shchikov M. N., Sypalo K. I. Analysis of conditions for ensuring operation of an inertial satellite navigation system of an unmanned aerial vehicle during interference // Automation and Remote Control. 2010. Т. 71. № 3. p. 431-444. (0,64/0,21 п.л.)
8. Козорез Д. А., Осипов А. М., Сыпало К. И. Решение задачи навигационных определений высокоскоростного летательного аппарата // Вестник Московского авиационного института. 2011, Т. 18, № 4, С. 5-19. (0,68/0,23 п.л.)
9. Козорез Д. А., Красильщиков М. Н., Кружков Д. М., Сыпало К. И. Интегрированная навигационная система космического аппарата на геостационарной и высокоэллиптической орбитах, функционирующая в условиях активных помех // Известия РАН. Теория и системы управления. 2013. №3. С. 143-154. (1,0/0,25 п.л.). Kozorez D. A., Krasil'shchikov M. N., Kruzhkov D. M., Sypalo K. I. Integrated navigation system for a space vehicle on a geostationary or highly elliptic orbit operating in the presence of active jam // Journal of Computer and Systems Sciences International. 2013. Т. 52. № 3. p. 468-479. (0,55/0,14 п.л.)
10. Красильщиков М. Н., Козорез Д. А., Сыпало К. И., Самарин О. Ф., Савостьянов В. Ю. К проблеме высокоточного позиционирования фазового центра антенны многофункциональной бортовой РЛС авиационного базирования // Гироскопия и навигация. 2013. № 2 (81). С. 14-30. (0,77/0,15 п.л.). Kozorez D. A., Krasil'shchikov M. N., Samarin O.F., Savost'yanov V. Y., Sypalo K. I. High accuracy positioning of phase center of multifunction airborne radar antenna. // Gyroscopy and Navigation. 2013. Т. 4. № 3, p. 164-173. (0,45/0,09 п.л.)
11. Козорез Д.А., Кружков Д.М. Оценка модуля и ориентации тяги плазменного двигателя при выведении космического аппарата на геостационарную орбиту // Вестник компьютерных и информационных технологий. 2014. №11. С. 13-19. (0,32/0,16 п.л.)
12. Козорез Д. А., Красильщиков М. Н., Кружков Д. М. Компьютерное моделирование процесса довыведения космического аппарата на геостационарную

- орбиту с использованием стационарного плазменного двигателя // Вестник компьютерных и информационных технологий. 2015. № 9 (135). С. 9-15. (0,32/0,11 п.л.)
13. Козорез Д. А., Красильщиков М. Н., Кружков Д. М., Сыпало К. И. Решение навигационной задачи при автономном выведении полезной нагрузки на геостационарную орбиту с помощью двигателя малой тяги // Известия РАН. Теория и системы управления. 2015. №1. С.106-118. (1,0/0,25 п.л.). Kozorez D. A., Krasil'shchikov M. N., Kruzhkov D. M., Sypalo K. I. A solution of the navigation problem for autonomous insertion of payload into a geostationary orbit using a low-thrust engine // Journal of Computer and Systems Sciences International. 2015. T. 54. № 1. p. 104-115. (0,55/0,14 п.л.)
14. Козорез Д. А., Красильщиков М. Н., Кружков Д. М., Сыпало К. И. Автономная навигация при довыведении космического аппарата на геостационарную орбиту. 1. Концепция построения автономной интегрированной навигационной системы // Известия РАН. Теория и системы управления. 2015. №5. С. 137-146. (1,0/0,25 п.л.) Kozorez D. A., Krasilshchikov M. N., Kruzhkov D. M., Sypalo K. I. Autonomous navigation during the final ascent of a spacecraft into the geostationary orbit. Autonomous integrated navigation system concept // Journal of Computer and Systems Sciences International. 2015. T. 54. № 5. p. 798-807. (0,45/0,11 п.л.)
15. Ильин Е. М., Козорез Д. А., Красильщиков М. Н., Полубехин А. И., Савостьянов В. Ю., Сыпало К. И. Облик бортовой интегрированной навигационной системы летательного аппарата, обеспечивающей высокоточное позиционирование фазового центра антенны бортовой РЛС // Вестник СибГУТИ. 2016. № 3 (35). С. 33-45. (0,59/0,15 п.л.)
16. Войсковский А. П., Козорез Д. А., Красильщиков М. Н., Кружков Д. М., Сыпало К. И. Автономная навигация при довыведении космического аппарата на геостационарную орбиту. II. Моделирование процессов функционирования интегрированной автономной системы навигации и управления космического аппарата. // Известия РАН. Теория и системы управления. 2016. № 5. С. 107-117. (1,0/0,2 п.л.). Kozorez D. A., Krasil'shchikov M. N., Kruzhkov D. M., Sypalo K. I., Voiskovskii A. P., Autonomous navigation during the final ascent of a spacecraft into the geostationary orbit. II. Simulation of operation of an integrated autonomous SC navigation and control system // Journal of Computer and Systems Sciences International. 2016. T. 55. № 5. p. 785-795. (0,5/0,1 п.л.)
17. Акимов Е. В., Козорез Д. А., Красильщиков М. Н., Кружков Д. М. Повышение автономности функционирования космических систем связи и навигации на основе использования информационных ГНСС-технологий // Вестник компьютерных и информационных технологий. 2017. № 8 (158). С. 9-18. (0,45/0,11 п.л.)
18. Козорез Д. А. Моделирование процесса определения ориентации КА на основе GPS/GLONASS технологии. // V всероссийская конференция, Москва, 1999. Тез. докл. – Москва: МАИ. 1999. С. 96-100. (0,23/0,23 п.л.)
19. Красильщиков М. Н., Козорез Д. А., Сыпало К. И. Моделирование процесса навигации и определения ориентации КА на основе ГЛОНАСС/GPS технологии. // 1ая Международная конференция «Системный анализ, управление и навигация», Евпатория 1999. Тез. докл. – Москва: МАИ. 1999. С. 42-50. (0,41/0,14 п.л.)
20. Krasilshchikov M., Janschek K., Dishel V., Sypalo K., Kozorez D., Jacobson M. The Advanced Concept of Small Satellite Integrated Navigation System Based on GPS/GLONASS Technique // 14th International Symposium on Space Flight Dynamics. Foz do Iguacu. Brazil.

1999: Proceedings of Symposium - Foz do Iguacu. Brasil Space Center. 1999. p. 141-150. (0,45/0,08 п.л.)

21. Дишель В.Д., Козорез Д. А., Красильщиков М. Н., Сыпало К. И. Интегрированная инерциально-спутниковая навигационная система подвижного объекта, предназначенная для функционирования в условиях помех // Всероссийская научно-техническая конференция «VIII научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского». Москва. 2007: Материалы конференции – Москва: ВВИА им. Жуковского. С. 117. (0,05/0,01 п.л.)

22. Krasilshchikov M. N., Kozorez D. A., Sypalo K. I. Geostationary and high-elliptical orbits satellites integrated navigation system operating under influence of the artificial external jam // Proceedings of 8th ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems. Karlovy Vary, 2011.

23. Красильщиков М. Н., Козорез Д. А., Кружков Д. М., Сыпало К. И. Повышение качества навигационного решения ГЛОНАСС путем коррекции параметров вращения Земли на борту навигационного космического аппарата. // 11-я международная конференция «Авиация и космонавтика – 2012». Москва: МАИ. 2012. С. 106. (0,05/0,01 п.л.)

24. Krasilshchikov M. N., Kozorez D. A., Sypalo K. I. Development of high speed flying vehicle on-board integrated navigation, control and guidance system. 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2014, ICAS 2014 CD-ROM PROCEEDINGS, 2014. URL <https://elibrary.ru/item.asp?id=24004768> (дата обращения 15.12.2014).

25. D. Kozorez, M. Krasilshchikov, D. Kruzhkov. 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. 2014. URL. http://www.esa-gnc.eu/pages/index.php?paper_id=881 (дата обращения 15.05.2018).

26. Козорез Д. А., Терентьев В. В., Шемяков А. О. Повышение точности алгоритма управления угловой ориентацией космического аппарата // Научно-технический вестник Поволжья. 2016. № 6. С. 147-151. (0,23/0,08 п.л.)

27. Козорез Д. А., Терентьев В. В., Шемяков А. О. Повышение точности алгоритма работы системы управления космического аппарата // 15-я Международная конференция «Авиация и космонавтика». 2016. Москва: МАИ. С. 157-158. (0,09/0,03 п.л.)

28. Козорез Д. А., Красильщиков М. Н., Кружков Д. М., Мокрова М. И. Интегрированная система автономной навигации и управления движением космического аппарата на геостационарной орбите // 15-я Международная конференция «Авиация и космонавтика». 2016. С. 120-121. (0,09/0,02 п.л.)